



UNIVERSITÀ DI PISA

Facoltà di Ingegneria

Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale



CORSO DI LAUREA SPECIALISTICA IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE
CURRICULUM AERONAUTICO
ORIENTAMENTO AERODINAMICA

TESI DI LAUREA

AERODINAMICA DEI CACCIA

RELATORE

PROF. ING. LOMBARDI GIOVANNI

CANDIDATO

BACCI DAVID

ANNO ACCADEMICO 2008-2009

*Alla mia famiglia che mi ha sempre sostenuto e ha sempre creduto in me
durante il corso di questa stupenda avventura; vi voglio bene.*

Al volo

INDICE

PARTE I – ANALISI GENERALE SUI CACCIA

<i>CAPITOLO 1 – PRESTAZIONI NEL COMBATTIMENTO AEREO</i>	8
1.1 – PARAMETRI BASE DI PROGETTO	51
1.1.1 – PRESTAZIONI DI AGILITÀ	51
1.1.1 – 1 LIMITE DI MANOVRA	53
1.1.1 – 2 LIMITE PROPULSIVO	55
1.1.1 – 3 INSTANTANEOUS TURN RATE	56
1.1.1 – 4 SUSTAINED TURN RATE	60
1.1.1 – 5 VIRATA NON STAZIONARIA	63
1.1.1 – 6 VIRATA TRIDIMENSIONALE	64
1.1.1 – 7 VIRATA NEL PIANO VERTICALE	68
1.1.2 – PRESTAZIONI DI POTENZA	70
1.1.2 – 1 VOLO NON STAZIONARIO	70
1.1.2 – 2 SALITA STAZIONARIA	71
1.1.2 – 3 SALITA NON STAZIONARIA	75
1.2 – OPEN LOOP PERFORMANCE	77
1.3 – PARAMETRIC CLOSED LOOP PERFORMANCE	78
1.4 – TARGET CLOSED LOOP PERFORMANCE	79
1.4.1 – LONGITUDINAL GROSS ACQUISITION	79
1.4.2 – LATERAL GROSS ACQUISITION	80
1.4.3 – LONGITUDINAL AND LATERAL FINE TRACKING	80
1.4.4 – COMBINED MANEUVERS	80
1.5 – BASIC FIGHT MANEUVERS	82
1.6 – AIR COMBAT MANEUVERS	83
<i>CAPITOLO 2 – ASPETTI FONDAMENTALI DELL'AERODINAMICA DI UN CACCIA</i>	85
2.1 – AERODINAMICA 2D	86
2.1.1 – TRANSONICO	86
2.1.1 – 1 FILOSOFIA DI PROGETTO GENERALE	87
2.1.1 – 2 EFFETTI DELLO SPESSORE DEL BORDO DI USCITA	91
2.1.1 – 3 LINEE GUIDA DI PROGETTO	92
2.1.2 – SUPERSONICO	94
2.1.2 – 1 FORMA GENERALE DEI PROFILI SUPERSONICI	95
2.1.2 – 2 DETERMINAZIONE ANALITICA DEI COEFF. AERODINAMICI	96
2.1.2 – 3 COEFF. AERODINAMICI DI PROFILI DI FORMA DEFINITA	97
2.1.2 – 4 RISULTATI SPERIMENTALI, AGGIUNTA EFFETTI VISCOSI	101
2.2 – AERODINAMICA 3D	107
2.2.1 – VORTEX LIFT	107
2.2.1 – 1 ALA A DELTA	107
2.2.1 – 2 DISCONTINUITÀ GEOMETRICHE DELL'ALA	124
2.2.1 – 3 FOREBODY & CHINES	127
2.2.1 – 4 INTERAZIONE DEI VORTICI	145
2.2.1 – 5 VORTEX BREAKDOWN	148
2.2.2 – DRAG	159
2.2.2 – 1 ANALISI DELLA RESISTENZA A VALLE	160
2.2.2 – 2 RESISTENZA INDOTTA	161
2.2.2 – 3 RESISTENZA D'ONDA	162
2.2.2 – 4 LEADING EDGE SUCTION	165

2.2.2 – 5 TRIM DRAG	166
2.2.3 – CONSIDERAZIONI PER IL SUPERSONICO	167
2.3 – ARCHITETTURE TIPICHE DEI CACCIA	171
2.3.1 – FRECCIA SUPERIORE AI 50°	171
2.3.1 – 1 CAMPO AERODINAMICO	175
2.3.1 – 2 CARATTERISTICHE AEROMECCANICHE	181
2.3.2 – FRECCIA INFERIORE AI 50°	191
2.3.2 – 1 FRECCIA POSITIVA	193
2.3.2 – 2 FRECCIA NEGATIVA	196
2.3.3 – ALA A DELTA CON STRAKES	199
2.3.4 – ALA TRAPEZOIDALE CON STRAKES	209
2.3.5 – BLENDED WING BODY LAYOUT	212
2.3.6 – TRAILING EDGE DEVICES	214
2.3.7 – LEADING EDGE DEVICES	216
2.3.7 – 1 BASSO ANGOLO DI FRECCIA	216
2.3.7 – 2 ELEVATO ANGOLO DI FRECCIA	218
2.3.8 – FOREBODY DEVICES	220
2.3.9 – PITCH DEVICES	224
2.3.10 – ROLL DEVICES	226
2.3.11 – YAW DEVICES	227
2.3.12 – CANARD	229
2.3.13 – FENCES	232
2.3.13 – 1 TIPOLOGIA I	232
2.3.13 – 2 TIPOLOGIA II	233
<i>CAPITOLO 3 – ANALISI DEI CACCIA ATTUALMENTE IN SERVIZIO</i>	238
3.1 – SCUOLA RUSSA	239
3.1.1 – MIG 29M “FULCRUM”	240
3.1.1 – 1 ANALISI GENERALE	241
3.1.1 – 2 ASPETTI GEOMETRICI DELL’AERODINAMICA	242
3.1.1 – 3 ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO	252
3.1.1 – 4 DATI TECNICI RIASSUNTIVI	257
3.1.2 – SU 35 “FLANKER”	263
3.1.2 – 1 ANALISI GENERALE	263
3.1.2 – 2 ASPETTI GEOMETRICI DELL’AERODINAMICA	264
3.1.2 – 3 ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO	271
3.1.2 – 4 DATI TECNICI RIASSUNTIVI	274
3.1.3 – SU 35 “SUPER FLANKER”	279
3.1.3 – 1 ANALISI GENERALE	279
3.1.3 – 2 ASPETTI GEOMETRICI DELL’AERODINAMICA	280
3.1.3 – 3 ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO	283
3.1.3 – 4 DATI TECNICI RIASSUNTIVI	285
3.2 – SCUOLA STATUNITENSE	290
3.2.1 – F 15C “EAGLE”	291
3.2.1 – 1 ANALISI GENERALE	291
3.2.1 – 2 ASPETTI GEOMETRICI DELL’AERODINAMICA	292
3.2.1 – 3 ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO	296
3.2.1 – 4 DATI TECNICI RIASSUNTIVI	301
3.2.2 – F 16C “FIGHTING FALCON”	306
3.2.2 – 1 ANALISI GENERALE	306
3.2.2 – 2 ASPETTI GEOMETRICI DELL’AERODINAMICA	308
3.2.2 – 3 ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO	313
3.2.2 – 4 DATI TECNICI RIASSUNTIVI	320

3.2.3 – F 18E “SUPER HORNET”	325
3.2.3 – 1 ANALISI GENERALE	325
3.2.3 – 2 ASPETTI GEOMETRICI DELL’AERODINAMICA	326
3.2.3 – 3 ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO	330
3.2.3 – 4 DATI TECNICI RIASSUNTIVI	334
3.2.4 – F 22 “RAPTOR”	338
3.2.4 – 1 ANALISI GENERALE	338
3.2.4 – 2 ASPETTI GEOMETRICI DELL’AERODINAMICA	340
3.2.4 – 3 ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO	345
3.2.4 – 4 DATI TECNICI RIASSUNTIVI	350
3.3 – SCUOLA EUROPEA	355
3.3.1 – EF 2000 “TYPHOON”	356
3.3.1 – 1 ANALISI GENERALE	356
3.3.1 – 2 ASPETTI GEOMETRICI DELL’AERODINAMICA	357
3.3.1 – 3 ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO	362
3.3.1 – 4 DATI TECNICI RIASSUNTIVI	364
3.3.2 – “RAFALE C”	368
3.3.2 – 1 ANALISI GENERALE	368
3.3.2 – 2 ASPETTI GEOMETRICI DELL’AERODINAMICA	369
3.3.2 – 3 ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO	373
3.3.2 – 4 DATI TECNICI RIASSUNTIVI	376
3.4 – ANALISI DELLE VARIE FILOSOFIE DI PROGETTO	380
3.4.1 – ASSI VENTO	380
3.4.2 – ASSI CORPO	382

PARTE II – ANALISI AL CFD DI UNA PARTICOLARE ALA PER LA SUPERMANOVRABILITÀ

<i>CAPITOLO 4 – UN’ALA PER LA SUPERMANOVRABILITÀ</i>	384
4.1 – GEOMETRIA	385
4.1.1 – NASCITA DELLA NSDT	385
4.1.2 – DESCRIZIONE DELL’ALA ANALIZZATA	386
4.1.2 – 1 FORMA IN PIANTA	387
4.1.2 – 2 PROFILI	388
4.2 – RISULTATI ATTESI DALL’ANALISI	390
4.2.1 – FLUSSO AERODINAMICO	390
4.2.2 – PRESTAZIONI	390
<i>CAPITOLO 5 – IMPLEMENTAZIONE DEL CALCOLO AL CFD</i>	392
5.1 – PREPARAZIONE DELLA MESH	393
5.2 – CALCOLO AL FLUENT	395
5.2.1 – IMPOSTAZIONI DI CALCOLO	395
5.2.1 – 1 POLARE MACH 0.3	395
5.2.1 – 2 POLARE MACH 0.9	398
5.2.2 – CONVERGENZA RISULTATI	401
<i>CAPITOLO 6 – ANALISI RISULTATI</i>	402
6.1 – POLARE MACH 0.3	403
6.1.1 – CARATTERISTICHE AEROMECCANICHE	403
6.1.2 – CARATTERISTICHE QUALITATIVE DEL FLUSSO	406
6.2 – POLARE MACH 0.9	438
6.2.1 – CARATTERISTICHE AEROMECCANICHE	438
6.2.2 – CARATTERISTICHE QUALITATIVE DEL FLUSSO	442

<i>CAPITOLO 7 - CONCLUSIONI</i>	454
7.1 – SVILUPPI FUTURI PER LA NSDT	455
7.2 – INTEGRAZIONE DELLA NSDT SU UN IPOTETICO CACCIA DI NUOVA GENERAZIONE – PROGETTO PREDATOR	456
<i>RINGRAZIAMENTI</i>	459
<i>BIBLIOGRAFIA</i>	460

PARTE I

ANALISI GENERALE SUI CACCIA

1 – PRESTAZIONI NEL COMBATTIMENTO AEREO

Gli aviogetti per il combattimento aereo, meglio noti come caccia, devono la loro esistenza alla necessità di distruggere altri aerei. L'aeroplano in se per stesso può essere semplicemente considerato solo come una piattaforma d'armi progettata con lo scopo di portare il sistema d'arma stesso in posizione per distruggere il bersaglio.

Quindi un caccia deve essere in grado di poter soddisfare tutte le specifiche del sistema, in modo da far sì che l'arma possa essere utilizzata con successo; allo stesso tempo un aereo da combattimento deve essere in grado di impedire al nemico di arrivare ad ottenere lo stesso scopo o almeno di ritardarlo il più possibile.

Risulta quindi chiaro che in un ipotetico duello aereo le prestazioni di ogni aeromobile sono di vitale importanza e possono condizionare pesantemente il risultato dello scontro.

“A BIG AERIAL BARGE IS TOO CLUMSY FOR FIGHTING. AGILITY IS NEEDED”

“UNA GROSSA CHIATTA CON LE ALI È TROPPO GOFFA PER COMBATTERE. L'AGILITÀ È FONDAMENTALE”

*BARON MANFRED VON RICHTHOFEN
LEADING ACE OF WW-I, GERMAN AIR SERVICE
80 VICTOIRES*

Per capire bene il perché di varie soluzioni progettuali adottate nel corso degli anni dagli ingegneri risulta prima necessario definire quali sono i parametri principali che entrano in gioco in un ipotetico duello aereo, nonché le principali caratteristiche richieste ad un caccia moderno. Per questo andremo prima ad analizzare quali sono i requisiti e i criteri di valutazioni di un aereo militare da combattimento.

Solitamente per definire le capacità tattiche di un caccia viene fatto riferimento alla MIL-STD-1797 con gli aggiornamenti per i requisiti di volo in regime di post-stallo aggiunti a questa specifica dalla NASA durante il programma H.A.R.V.

Le capacità di manovra sono stimate tramite l'utilizzo della cosiddetta “*piramide della manovrabilità*”, dove singole manovre sono utilizzate per stimare le prestazioni del caccia in esame. Ogni particolare è utile al progetto ingegneristico e può essere progressivamente collegato a caratteristiche aventi importanza fondamentale nel combattimento aereo vero e proprio.

Alla base della piramide troviamo i parametri di progetto teorici come il raggio ed il rateo di virata. Successivamente abbiamo manovre facilmente eseguibili, adatte anche all'impiego nei simulatori, che offrono risultati facilmente convertibili in parametri di progetto. Manovre in cima alla piramide sono molto minori in numero, più difficili sia da realizzare che da analizzare, anche se offrono maggiori riscontri con il combattimento reale.

La piramide può essere descritta tramite la seguente progressione partendo dalla base fino alla sommità troviamo:

- I. Parametri base utilizzati durante le fasi preliminari del progetto e ricavabili dalle caratteristiche fisiche di ogni aereo (carico alare, rapporto spinta-peso, velocità d'angolo, etc.....)
- II. Prestazioni in ciclo aperto della dinamica dell'aeroplano (manovre di rollio,

pull-up, etc.....)

- III. Prestazioni in ciclo aperto della dinamica dell'aereo (manovre di rollio, pull-up, etc.....)
- IV. Prestazioni in ciclo chiuso nell'acquisire bersagli e successivamente nell'agganciarli
- V. Manovre di combattimento aereo di base effettuate contro bersagli
- VI. Manovre di simulazione di un combattimento aereo ("*Dogfight*") solitamente in scenari uno contro uno

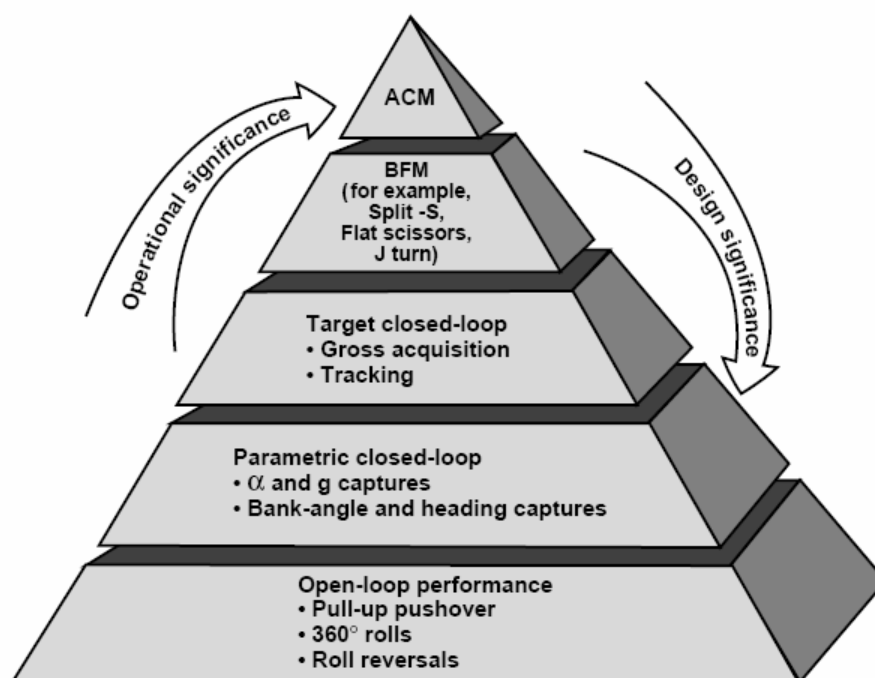


Figura - Piramide delle manovre

Lo scopo preciso delle *ACM* è quello di evidenziare le eventuali mancanze che possono essere scoperte solo durante queste forme di manovre libere. Infatti esiste una necessaria, anche se non sufficiente, correlazione fra le prestazioni di basso livello e quelle di alto livello. Prestazioni scadenti durante le prove alla base della piramide tipicamente sono mantenute al passaggio all'analisi delle manovre di alto livello con riscontro operativo. Tuttavia mancanze durante l'impiego operativo non sono necessariamente indicate in modo chiaro dai risultati delle analisi preliminari.

Nella stima delle prestazioni ai punti 5 e 6 si fa riferimento alle dottrine del combattimento aereo solitamente di origine militare, i punti 1 e 2 sono di tipo esclusivamente ingegneristico e fanno riferimento ai parametri base che vengono utilizzati anche nelle prime fasi del progetto ed in un'analisi a livello zero delle capacità di un caccia. Infine nei punti 3 e 4 si utilizzano le cosiddette *STEM* ("*Standard Evaluation Maneuvers*", manovre di valutazione standard). Queste specifiche sono un gruppo di venti manovre sviluppato dalla divisione aeronautica della *McDonnell Douglas* sotto contratto con l' *USAF*. Il loro scopo è quello di fornire una stima di quanto un progetto risponda alle specifiche.

STEM 1	Tracking during High-alpha sweep
STEM 2	High-alpha longitudinal and lateral tracking
STEM 3	High-alpha lateral gross acquisition
STEM 4	Dual attack
STEM 5	Rolling defense
STEM 6	Maximum pitch pull
STEM 7	Nose-up pitch angle capture
STEM 8	Crossing target acquisition and tracking
STEM 9	Pitch-rate reverse
STEM 10	High-alpha longitudinal gross acquisition
STEM 11	Sharkenhausen
STEM 12	High-alpha roll reversal
STEM 13	High-alpha roll and capture
STEM 14	Minimum speed for 80° pitch
STEM 15	Minimum time 180° heading change
STEM 16	1-g stabilized pull-over
STEM 17	J turn
STEM 18	Tanker Bom Tracking
STEM 19	Tracking in Power Approach
STEM 20	Offset Approach to Landing

Il processo di sviluppo utilizzato per queste manovre è evidenziato schematicamente nella figura sottostante. Il primo set è stato definito per l'applicazione al regime di volo ad alte incidenze di un aereo di elevata manovrabilità.

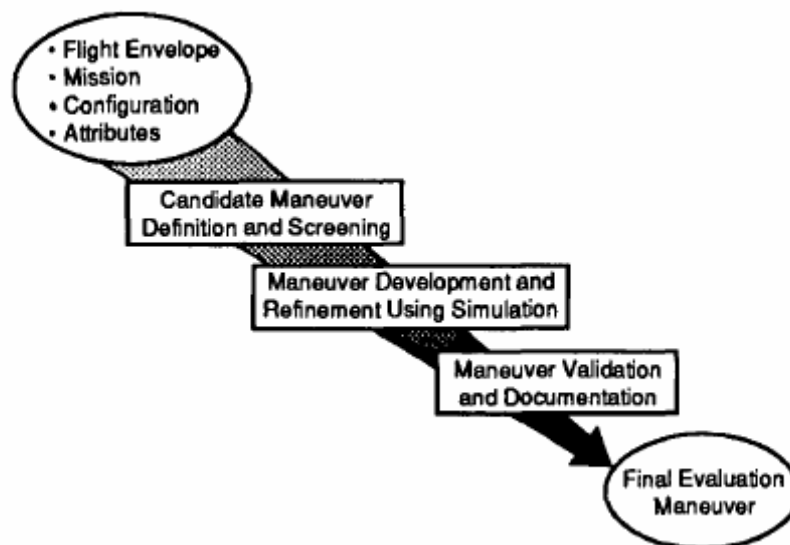


Figura - Processo dello sviluppo delle manovre

Esistono inoltre molti parametri che sia i piloti che i progettisti devono e prendono in considerazione nello sviluppo di una cellula che sia allo stesso tempo agile e performante. Abbiamo infatti

Qualità di volo longitudinali

- ✓ Qualità di volo latero-direzionali
- ✓ Qualità di volo assiali
- ✓ Qualità di volo multi-assiali
- ✓ Autorità nel beccheggio
- ✓ Autorità nel rollio
- ✓ Margine di controllo in beccheggio
- ✓ Coordinazione in rollio
- ✓ Prestazioni in beccheggio
- ✓ Prestazioni in rollio
- ✓ Prestazioni di virata
- ✓ Prestazioni assiali
- ✓ Manovrabilità
- ✓ Manovrabilità energetica
- ✓ Tendenze ad oscillazioni indotte dal pilota
- ✓ Resistenza alla perdita di controllo
- ✓ Operazioni in prima linea e nella retroguardia

Inoltre dal punto di vista del pilota devono anche essere presi in esame i seguenti scenari di combattimento

- ✓ “Guns tracking”
- ✓ “Shift targets”
- ✓ “Turn reversal”
- ✓ “Weapons tracking”
- ✓ “Nose intimidation”
- ✓ “Guns defense”
- ✓ “Collision avoidance”

- ✓ “Vertical lead turn”
- ✓ “Missile jink”
- ✓ “SAM break”
- ✓ “Vertical reposition”
- ✓ “Vertical attack”
- ✓ “Attack abort – bugout”
- ✓ “Min time nose high reversal”
- ✓ Rifornimento aereo
- ✓ Volo in formazione
- ✓ Atterraggio di precisione
- ✓ “Side-step approach & landing”

Le venti manovre *STEM* sono un set di manovre che possono essere ripetute con facilità e che inoltre provvedono un set di dati utili per il processo di progettazione. Queste sono principalmente progettate per caccia in condizioni di combattimento aereo. Molte sono in grado di valutare le capacità di un involuppo di volo espanso in termini di manovra in regime di post-stallo e/o di bassa velocità, inoltre possono essere distinte in individuali, in sequenza o di stile libero come illustrato nella figura sottostante

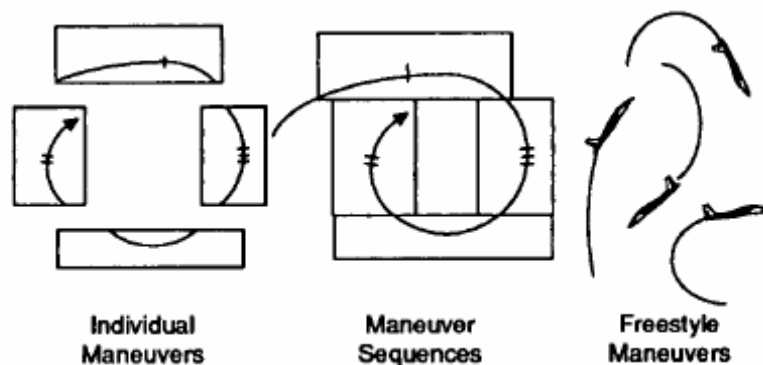


Figura - Tipologie di manovra

Le manovre individuali sono elementi base e non possono essere suddivise in altri sottoinsiemi. Le manovre in sequenza sono combinazioni di manovre individuali. Lo stile libero permette al pilota un buon grado di libertà in quanto sono fissate solo le condizioni iniziali e finali. Il pilota può utilizzare qualsiasi tecnica per passare da uno stato ad un altro.

Le manovre individuali sono utili per raccogliere dati quantitativi in quanto presentano meno variabili dipendenti dal pilota. Isolano un singolo compito e tendono ad essere semplici e facilmente ripetibili. Le manovre in sequenza sono più complesse da analizzare. Hanno più compiti ognuno dei quali spesso dipende dal passo precedente. Quindi sono spesso utilizzate per vedere come una configurazione passa da uno stato ad un altro. Un elevato numero di dati di elevata qualità è difficile da ottenere da questo tipo di manovre dato il consistente aumento di variabili in gioco. Le manovre di stile libero sono più adatte a dimostrare capacità uniche dell'aereo e a comparare varie tecniche per portare a termine un obiettivo.

Maneuver Number and Name	Env.		Axis		Data	Precision			Type			Design Parameters											
	Conventional	High AOA	Longitudinal	Lateral-Directional	Axial	Quantitative	Qualitative	No Capture	Gross Capture	Moderate	Tight Control	Individual Maneuver	Maneuver Sequence	Freestyle Maneuver	Short Period Freq.	Short Period Damping	Maximum AOA	Lon. Command Type	CG Location	Maximum Roll Rate	Roll Time Constant	Engine Time Constant	Vectoring Rate Limits
1. Tracking During High AOA Sweep		x	x	x			x				x	x			x	x				x	x		
2. High AOA Tracking		x	x	x			x				x	x			x	x				x	x		
3. High AOA Lateral Gross Acquisition		x		x		x	x					x	x							x	x		
4. Dual Attack	x	x	x	x			x				x	x		x			x						x
5. Rolling Defense		x	x	x		x		x				x	x					x					
6. Maximum Pitch Pull	x	x	x	x		x	x					x	x		x	x	x			x			
7. Nose-Up Pitch Angle Capture	x	x	x	x		x	x				x	x	x		x	x	x						
8. Crossing Target Acq. and Tracking	x	x	x	x			x				x	x	x	x	x	x				x	x		
9. Pitch Rate Reserve		x	x	x		x		x				x	x		x	x	x						
10. High AOA Longitudinal Gross Acq.		x	x			x	x				x	x	x		x	x							x
11. Shakenhausen	x	x	x	x		x	x				x	x		x			x						
12. High AOA Roll Reversal		x		x		x		x				x	x							x	x		
13. High AOA Roll and Capture		x		x		x	x				x		x							x	x		
14. Minimum Speed Full Stick Loop	x	x	x		x		x	x															
15. Minimum Time 180° Heading Change	x	x	x	x	x		x		x					x									
16. 1-g Stabilized Pushover		x	x	x		x		x				x											
17. J-Turn		x		x			x		x				x		x			x					
18. Tanker Boom Tracking	x		x	x	x		x				x	x	x			x				x	x		
19. Tracking in Power Approach	x		x	x	x		x				x	x	x		x	x				x	x		
20. Offset Approach to Landing	x		x	x	x		x				x	x	x		x	x				x		x	

Figura - Caratteristiche delle STEM

STEM 1 – “TACKING DURING HIGH AOA SWEEP”

Questa è una buona manovra per valutare le qualità di volo longitudinali e latero-direzionali su un ampio range di incidenze. Può essere utilizzata per valutare velocemente le capacità di aggancio ed identificare le potenziali zone problematiche. Qualora un problema dovesse venire alla luce l'analisi verrà immediatamente passata alla STEM 2 per un'indagine approfondita. Solitamente i commenti del pilota costituiscono la principale fonte dei dati.

L'aereo bersaglio incomincia direttamente in posizione frontale alla stessa velocità dell'aereo in esame, solitamente 350 [kts]. Il bersaglio entra quindi in una virata in discesa costante a fattore di carico pari a 4, con un rateo di affondata di circa 2500 [ft/min]. Il caccia in esame a questo punto esegue una “*pure pursuit gun track*”, aggiustando la potenza in modo da lasciare crescere lievemente ma in continuazione l'incidenza fino a quando il puntamento non può più essere sostenuto. In questa manovra 2 valutazioni possono essere effettuate. La prima sulla capacità dell'aggancio di precisione, usando un reticolo di 10 [mils], annotando ogni cambiamento nelle qualità di volo durante l'intero range di incidenze. La seconda per valutare l'abilità di effettuare rapide variazioni del punto di mira sul bersaglio, effettuando singoli riposizionamenti assiali del punto di mira di 50 [mils] ogni 5°-10° di incidenza.

Sono suggerite due varianti. La prima è quella di stabilizzare ogni 5° di incremento di incidenza, permettendo una valutazione estesa fino a quando il caccia si trova nella zona di recesso energetico. La seconda di combinare aggancio e riposizionamento in una virata, anche se questo potrebbe comportare un tempo insufficiente per effettuare tutte le valutazioni.

STEM 2 – “HIGH AOA TRACKING”

Questa manovra è pensata per isolare il tracciamento di precisione e le correzioni di mira ad una specifica incidenza. Può essere utilizzata sia per isolare un asse sia per

valutare capacità multi assiali. Solitamente si eseguono valutazioni a 30° - 45° - 60° di incidenza. Anche in questo caso le valutazioni sono fatte tramite le impressioni e le stime del pilota.

Il bersaglio incomincia alla stessa velocità dell'inseguitore con la stessa prua solitamente 1500 [ft] di fronte all'aereo da esaminare. Il bersaglio quindi effettua una manovra aggressiva di rollio e "tira" una virata a scendere ad incidenza costante aggiustando l'angolo di banco per mantenere costante una predeterminata velocità. L'aereo inseguitore effettua un rollio dietro al bersaglio e si pone in una posizione di inseguimento "ritardato". Da questa posizione il pilota porta l'aereo in una soluzione di aggancio stabilizzata alla desiderata incidenza e valuta l'abilità di seguire con il mirino il bersaglio o di riposizionare il punto di mira in un intervallo di 50 [mils]. Solitamente dovrebbero essere effettuate valutazioni separate fra assi longitudinali ed assi latero-direzionali. La potenza del motore deve essere variata per mantenere l'incidenza costante.

STEM 3 – "HIGH AOA LATERAL GROSS ACQUISITION"

Questa manovra è utilizzata per isolare le qualità di acquisizione laterali nel volo ad alte incidenze. Più precisamente la controllabilità della "cattura" ed il rateo di rollio ottenuto sono presi in esame. Anche qui si eseguono solitamente valutazioni a 30° - 45° - 60° . In questo caso in aggiunta ai commenti del pilota possono essere effettuate misure di parametri specifici.

Il bersaglio incomincia 1500 [ft] di fronte e 1000 [ft] di sopra all'inseguitore, gira e "tira" per entrare in una discesa ad incidenza costante, l'angolo di banco è utilizzato per mantenere la velocità costante. Quando il bersaglio gira, l'inseguitore aspetta fino a quando questo non passa 10° - 20° oltre l'asse del muso, a questo punto cabra velocemente fino all'incidenza desiderata e porta la manetta nella posizione predeterminata per l'incidenza in esame. Una volta ottenuti i valori di volo desiderati il pilota effettua un rollio aggressivo per "catturare" il bersaglio in una banda verticale od un reticolo di 80 [mils]. L'inizio della manovra di rollio imposta l'inizio della porzione di manovra per le misure. Si dovrebbe limitare la stima all'asse laterale il più possibile accettando anche uno sfasamento nella "cattura" sull'asse di beccheggio.

STEM 4 – "DUAL ATTACK"

Questa manovra ha un compito operativo rilevante in quanto implica acquisizioni multi assiali di due aerei bersaglio. Questi volano in linea retta e livellati, con direzioni perpendicolari fra di loro. Il compito dell'inseguitore è quello di manovrare fra di loro alternativamente in modo da agganciare il bersaglio. L'abilità di raggiungere elevate incidenze ed il seguente controllo dell'aereo sono accentuati. In particolare qui possono essere dimostrati i vantaggi di buone prestazioni in rollio. Il pilota può valutare sia le capacità di rotazione sotto fattore di carico sia l'abilità di "unload", girare e cabrare verso il bersaglio

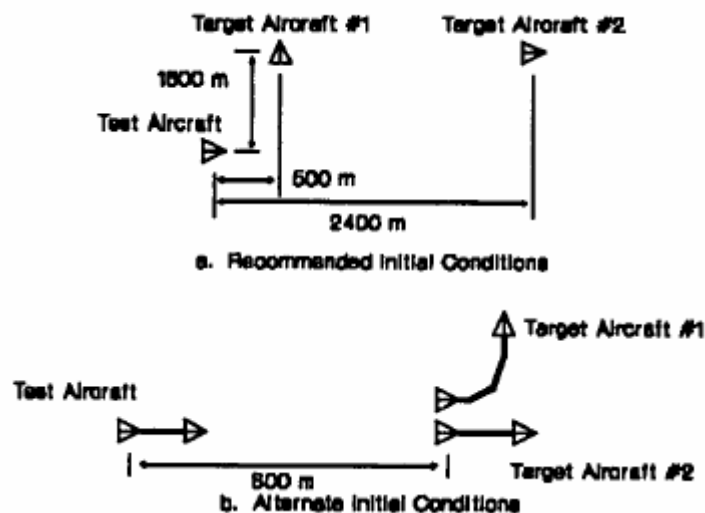


Figura - Differenti condizioni di partenza

Come si può vedere dalla figura soprastante le condizioni di partenza possono variare. Eventualmente possono essere utilizzati altri due metodi per passare da un bersaglio ad un altro. Nel primo un “*unloaded roll and pull*” verso il bersaglio potrebbe risultare conveniente per mettere alla luce le prestazioni in cabrata e compararle direttamente con il caso di rollio sotto fattore di carico. Nel secondo può essere utilizzata una manovra di “*freestyle*”. Il test può continuare passando da un bersaglio all’altro in cui ogni conversione richiede una transizione angolare sempre più larga. Nel secondo caso il bersaglio deve virare verso l’inseguitore quando non è ingaggiato in modo che il pilota collaudatore non lo perda di vista.

STEM 5 – “ROLLING DEFENSE”

Questa manovra è vista come un sistema di valutazione del computer di volo, per valutare l’autorità di un comando di “*pitch-down*” durante una manovra di rollio. Si possono ottenere inoltre informazioni addizionali sulla coordinazione del rollio e sul massimo rateo di rollio. Solitamente questa manovra è analizzata tramite telemetria in quanto la sua velocità dinamica rende difficile l’isolamento di commenti specifici da parte del pilota.

La manovra incomincia sopra la velocità di test, con una virata livellata in modo da ottenere l’incidenza prestabilita. Al momento giusto il pilota porta la barra a fondo corsa (lateralmente) per invertire l’angolo di “*bank*” mentre mantiene costante l’angolo di attacco. Come l’aereo compie un’escursione di 90° dall’altra parte il pilota porta a fondo corsa il comando della cabrata mantenendo quello del rollio. La manovra finisce quando l’incidenza scende sotto i 10°. Il tutto dovrebbe essere ripetuto a varie incidenze e velocità in particolare nelle condizioni in cui si potrebbero presentare accoppiamento inerziale e “*nose down pitching moment*”.

STEM 6 - “MAXIMUM PITCH PULL”

Questa rappresenta l’elemento fondamentale di svariate manovre. Riesce ad isolare intensi input longitudinali a ciclo aperto per determinare le massime capacità in beccheggio dell’aeroplano. Inoltre in quanto semplice e ripetibile riesce ad isolare una grande quantità di dati.

LOW SPEED CONDITIONS

Per eseguire la manovra si deve eseguire una decelerazione livellata alla velocità e posizione di manetta desiderate. Stabilizzata questa condizione la manovra incomincia con un aggressivo input longitudinale nel comando a cabrare. L'angolo di "bank" non dovrebbe superare mai i $\pm 5^\circ$. Il cronometro viene fatto partire quando incomincia ad essere utilizzato lo "stick" longitudinale mentre il tutto finisce quando il rateo di beccheggio si annulla o viene superata la condizione verticale.

HIGH SPEED CONDITIONS

Si incomincia ad un'altitudine superiore ed ad una velocità inferiore rispetto alle condizioni di test. Si incomincia quindi una picchiata di circa -15° di beccheggio con la manetta nella posizione di test. Raggiunte le condizioni volute il resto della manovra è esattamente come il caso precedente. Tuttavia in questo caso si deve prestare attenzione data la possibilità di *GLOC* ("g-induced loss of consciousness").

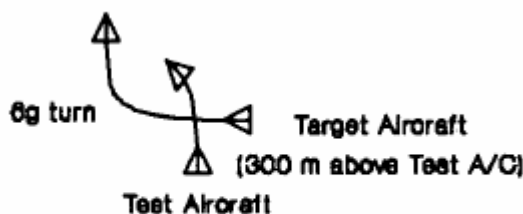
STEM 7 – "NOSE UP PITCH ANGLE CAPTURE"

Questa manovra isola un compito di cattura nel canale longitudinale. Data la sua natura quindi il metro di giudizio sono le valutazioni da parte del pilota.

Il bersaglio volo in volo livellato ad una velocità leggermente inferiore a quella dell'inseguitore. Questo posizionatosi dietro una volta raggiunto l'angolo di test cerca di catturare il bersaglio in un reticolo di 80 [mils] nel minor tempo possibile. L'angolo di cattura selezionato dovrebbe essere inferiore al massimo angolo di beccheggio disponibile pena un limite nelle prestazioni potrebbe nascondere mancanze nelle qualità di volo a ciclo chiuso.

STEM 8 – "CROSSING TARGET ACQUISITION AND TRACKING"

Questa manovra consente alle capacità di tracciamento e di acquisizione di essere espletate in un ambiente multi assiale nell'inseguimento del bersaglio. L'abilità di tirare fino a moderate incidenze, di interrompere il rateo di beccheggio, di tracciare il bersaglio lateralmente mentre si diminuisce il fattore di carico e la transizione al tracciamento longitudinale sono poste sotto esame



Initial Conditions

Figura - Condizioni iniziali

Il bersaglio incomincia alla velocità d'angolo con un angolo di attraversamento di 90° , 1000 [ft] sopra il suo inseguitore. Una volta sorpassato questo il bersaglio incomincerà una virata a 5-6 g in modalità "nose-to-nose", continuandola fino alla fine della manovra. L'inseguitore incomincia livellato alla minima velocità. Non appena il bersaglio gli passa di sopra il pilota tira aggressivamente per catturarlo. Il bersaglio deve rimanere in un reticolo di 30 [mils] per almeno due secondi. La

difficoltà può essere variata cambiando le condizioni iniziali. Aumentare la velocità dell'inseguitore verso la velocità d'angolo permette di valutare un ampio numero di caratteristiche dell'aereo.

STEM 9 – "PITCH RATE REVERSE"

L'obiettivo di questa manovra è quello di dimostrare partendo da un fattore di carico maggiore dell'unità l'autorità a cabrare ancora disponibile.

Il pilota incomincia una virata livellata alla desiderata incidenza ed alle desiderate velocità e posizione della manetta. A questo punto si applica un comando di "*full stick*" a cabrare e si mantiene fino a quando il rateo di beccheggio non scende sotto il valore di partenza.

STEM 10 – "HIGH AOA LONGITUDINAL GROSS ACQUISITION"

L'obiettivo di questa manovra è quello di isolare le qualità di volo di un caccia durante un compito di cattura longitudinale ad incidenze elevate.

L'aereo inseguitore incomincia in coda al bersaglio a circa 3000 [ft] di distanza. Il bersaglio incomincia quindi una virata a scendere ad incidenza costante, controllando l'angolo di "*bank*" per mantenere la velocità costante. Una volta che il bersaglio avrà raggiunto una determinata posizione il pilota inseguitore eseguirà un rollio fino al piano di manovra dell'avversario e posiziona la manetta all'*EPR* desiderato. L'acquisizione successiva dovrà essere aggressiva e sarà ottenuta entro una banda orizzontale di 80 [mils]. Dopo la cattura il pilota rilascerà il comando consentendo al bersaglio di scivolare via di qualche centimetro sull'*HUD*, permettendo così più acquisizioni successive.

STEM 11 – "SHARKENHAUSEN"

Questa manovra mette in risalto le capacità di un aereo di acquisire un bersaglio in un ambiente multi assiale. L'abilità di arrivare ad incidenze medie e mantenere un buon controllo laterale è presa in esame. Tuttavia i dati sono largamente dipendenti dalla distanza iniziale quindi si ritiene molto utile l'analisi al simulatore. La manovra produce dati qualitativi che controllano l'abilità di un aereo di puntare ed agganciare un bersaglio che gli passa di traverso.

Il compito incomincia con il bersaglio testa a testa alla stessa velocità ad una distanza di almeno 8000 [ft], inoltre il vi sarà una dislocazione di 5000 [ft] a destra e 5000 [ft] in alto rispetto all'inseguitore. Raggiunta la distanza di 8000 [ft] incomincia la cattura ed il puntamento nel modo più veloce possibile, con una richiesta di portare il bersaglio in un reticolo di 80 [mils] per due secondi. La manovra dovrà essere ripetuta su un'ampia gamma di velocità iniziali.

STEM 12 – "HIGH AOA ROLL REVERSAL"

Questa manovra è utilizzata per analizzare le prestazioni in rollio alle elevate incidenze, ed è stata pensata per incidenze tipiche del regime di post-stallo.

Le condizioni iniziali sono ottenute effettuando una "*split-S*" partendo da una velocità superiore da quella desiderata e cabrando fino a raggiungere l'incidenza in

esame. Non appena il vettore velocità incomincia a puntare verso il basso il pilota applica un comando di rollio fino al fondo scala e lo mantiene fino a quando l'orientamento non è cambiato di una quantità desiderata, solitamente di 180°. Il pilota quindi riapplicherà un altro comando di rollio fino a riportare l'aereo nelle condizioni iniziali. Questo cambio di direzione dovrebbe essere sufficiente a raggiungere il massimo rateo di rollio.

STEM 13 – “HIGH AOA ROLL AND CAPTURE”

Questa manovra vuole isolare le qualità di volo durante un compito di cattura laterale ad elevate incidenze. In quanto questa è utilizzata ad elevate incidenze il pilota cattura l'angolo di “*heading*” attraverso l'uso dei comandi di rollio. È simile alla *STEM 12* solo che in questo caso il pilota effettua una cattura laterale invece di invertire un rollio.

STEM 14 – “MINIMUM SPEED FULL STICK LOOP”

Questa manovra intende definire la minima velocità per effettuare un “*loop*” completo. Si ricavano informazioni sull'autorità del comando a cabrare alle basse velocità come anche la stabilità nel rollio.

La manovra incomincia a bassa velocità dove viene dato il comando a cabrare fino a fondo corsa, successivamente si aumenta la velocità fino a quando non si raggiunge un'attitudine di 80°. La manovra è quindi ripetuta con una velocità di 100 [kts] superiore. Da qui quindi si ricomincia a ridiminuire la velocità fino a quando non si raggiunge un rateo di cabrata inferiore a 5 [deg/sec] o il controllo di stabilità laterale entra in crisi.

STEM 15 – “MINIMUM TIME 180° HEADING CHANGE”

Questa manovra vuole dimostrare le possibili opzioni che ha un pilota di invertire il vettore velocità dell'aereo di 180°. Dovrebbe includere sia test con metodi convenzionali come virate livellate, “*split-S*”, sia nuove tecniche come la “*J-Turn*”. Solitamente lo scopo di questa è dimostrare le varie opzioni di manovra che il pilota ha a disposizione.

STEM 16 – “1G STABILIZED PUSHOVER”

Questa manovra consente di analizzare l'autorità di un comando di “*nose-down*” ad elevate incidenze.

Il pilota porta l'aereo in una condizione stabilizzata ad ali livellate ad elevata incidenza. Raggiunte le condizioni di partenza applicherà quindi un comando di “*full forward stick*”, continuando fino a quando l'incidenza non scende sotto i 10°. Per terminare la manovra in modo efficiente dovrà essere eseguita anche una “*pitch capture*” in modo da dimostrare che il moto può essere sia controllato che fermato. La manovra può essere anche effettuata da una condizione iniziale invertita per esaminare il recupero da fattori di carico ed incidenze negativi.

STEM 17 – “J – TURN”

Questa manovra richiede un simultaneo utilizzo di incidenze elevate e di autorità nel comando a cabrare e a rollare in questo regime, è inoltre utile per dare un indice di manovrabilità ad angoli di attacco elevati.

Dal volo livellato il pilota applica contemporaneamente comandi di controllo di “*full pitch and roll*” fino a quando l’aereo non ha cambiato la sua direzione di 180°. A questo punto il pilota rimuove il comando di rollio e continua a cabrare per riallineare il muso con l’orizzonte.

STEM 18 – “TANKER BOOM TRACKING”

Questa manovra è utile ad esaminare le qualità di volo a basse frequenze e consiste nel rifornirsi per via aerea mentre l’operatore dell’asta di rifornimento può creare volontariamente piccoli errori di disallineamento per vedere la tendenza dell’aereo allo smorzamento delle oscillazioni indotte dal pilota (*PIO*).

STEM 19 – “TRACKING IN POWER APPROACH”

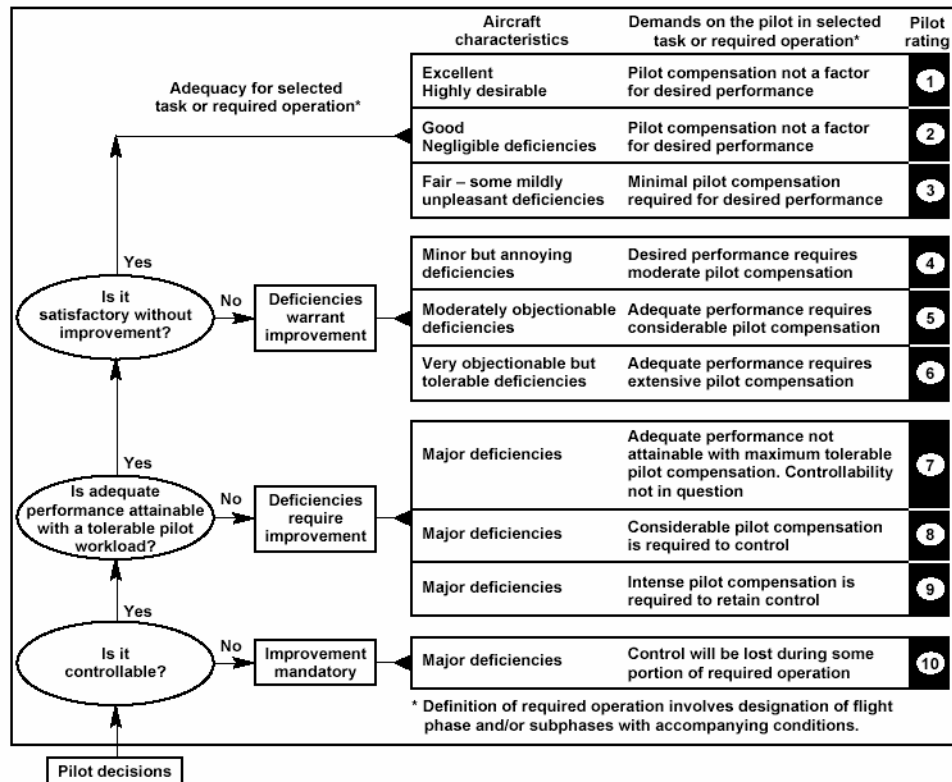
Questa manovra vuole stimare le capacità di tracciamento con precisione in configurazione di atterraggio.

La manovra consiste nel tracciare un bersaglio a 1500 [ft] di distanza in modalità di avvicinamento per l’atterraggio. Il bersaglio dovrà effettuare dei cambi di direzione per rendere il compito più difficile.

STEM 20 – “OFFSET APPROACH AND LANDING”

Questa manovra esamina le qualità di volo dell’aereo sul sentiero di discesa quando è configurato per l’atterraggio.

La valutazione tramite *CIC* (“*Close In Combat*” – combattimento ravvicinato) è utilizzata come metro di paragone con i formali test di valutazione della manovrabilità in quanto se in grado di assolvere i compiti di “*gross acquisition*” e “*fine tracking*” in questo campo solitamente simili prestazioni saranno aspettate durante l’esame delle prestazioni del veivolo con le *STEMs*. Uno svantaggio nell’utilizzo del *CIC* è che durante queste simulazioni l’angolo di attacco cambia considerevolmente e continuamente e quindi non è possibile stabilire una funzione che legghi angolo di incidenza e qualità di manovra ma solo esprimere un giudizio qualitativo sul comportamento dell’aereo in un ambiente di combattimento simulato. D’altra parte l’utilizzo delle *STEMs* permette di ottenere valutazioni ad un angolo di attacco costante.



Classification	Description
A	The pilot rating was assigned with a high degree of confidence.
B	The pilot rating was assigned with only a moderate degree of confidence because of uncertainties introduced by moderate differences in environmental conditions, or in aircraft configuration or state, or in task, from what was desired.
C	The pilot rating was assigned with minimum confidence because of important differences between the desired and actual environmental conditions, aircraft configuration or state, or task, requiring considerable pilot extrapolation.

Figura - Scala di Cooper-Harper

Solitamente poi se la valutazione avviene tramite l'utilizzo di un simulatore o di un volo vero e proprio, o comunque attraverso l'interfaccia pilota, i dati alla fine della prova vengono raggruppati nel *"pilot rating sheet"* compilato immediatamente dopo il volo attraverso l'utilizzo di appositi questionari. Solitamente il compilamento di suddetti questionari utilizzano la scala di *"Cooper-Harper"*, *CHR*, e la scala del livello di confidenza.

Successivamente le specifiche per aerei di questo tipo individuano quattro livelli di appartenenza delle prestazioni che esprimono la capacità del veivolo di adempiere al compito richiesto

Performance for mission effectiveness	Numerical
Enhancing – tactically superior	Level 1
Satisfactory – mission requirements met	Level 2
Unsatisfactory – mission requirements not met	Level 3
Unacceptable – tactically useless	Level 4

L'appartenenza al livello 1 secondo le specifiche è quello che si vorrebbe da un caccia superiore anche se a seconda dei compiti richiesti anche un livello 2 può essere accettato se non in alcuni casi anche un quasi livello 3 può essere tollerato. I livelli sono collegati alla scala di “*Cooper-Harper*” e all'angolo di attacco nel modo seguente (nota nel grafico è rappresentato l'andamento tipico di un caccia di quarta generazione)

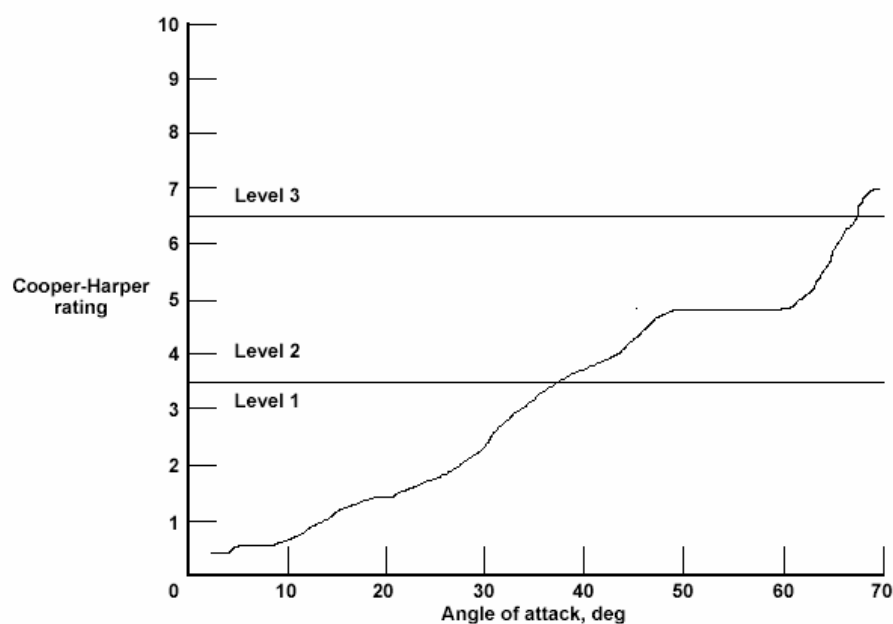


Figura - Andamento tipico del livello di confidenza al variare dell'angolo di attacco

A titolo di esempio introduciamo il seguente grafico che lega il livello di appartenenza con la scala di “*Cooper-Harper*” nella specifica del criterio della banda passante (“*Pitch channel*”)

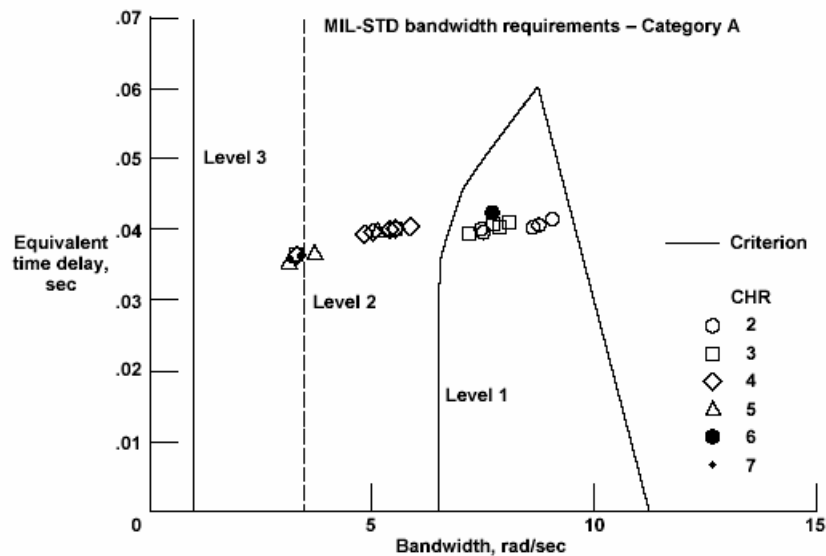


Figura - Andamento tipico del livello di confidenza al variare della banda passante ("Pitch channel ")

Alla base della piramide vi è quindi la definizione del livello di agilità dell'aereo. Il concetto di agilità può essere applicato ad ogni componente che va a formare il sistema di combattimento (cellula, sistemi, armamento). Per quanto riguarda i caccia, l'agilità della cellula si traduce nella capacità di utilizzare la "super-manovrabilità". Si definisce per super-manovrabilità *"l'abilità di volare nel regime di post-stallo"*, ovvero il dominio di volo alle alte incidenze. Nel regime convenzionale, l'angolo di attacco è limitato a bassi valori, solitamente $\alpha \leq 20^\circ$, dove la portanza aumenta proporzionalmente con l'incidenza. Nel regime di post-stallo, la portanza diminuisce all'aumentare dell'incidenza. Quindi mentre il vettore velocità dell'aereo incomincia a decadere verso il basso il muso rimane puntato verso l'alto, aumentando la difficoltà del pilota nel percepire la direzione di volo vera.

Volare ad angoli di attacco elevati solleva difficili problemi in termini di comportamento aerodinamico, propulsivo e di dinamica del volo. Solitamente è necessario un sistema di controllo integrato sofisticato e di elevate prestazioni in modo da rendere possibile il pilotaggio del veicolo da parte di un essere umano.

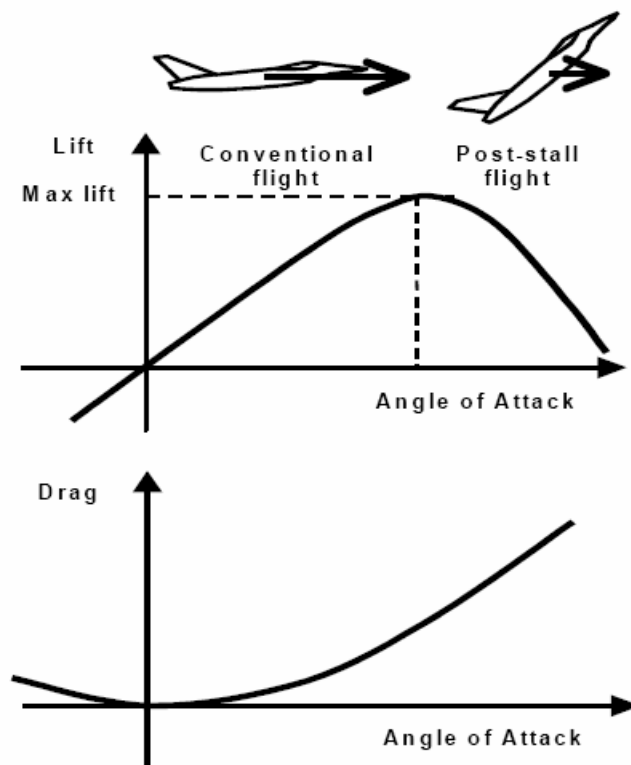


Figura – Regime convenzionale e di post-stallo

La nozione di agilità è apparsa insieme al concetto di “fly-by-wire”, e di spinta vettoriale, ed esistono molte definizioni simili per definirla

“ABILITY TO SHIFT FROM ONE MANEUVER TO THE OTHER”

“ABILITÀ DI PASSARE DA UNA MANOVRA ALL’ALTRA”

*COL. BOYD - USAF
PILOTA COLLAUDATORE*

“TIME RATE OF CHANGE OF THE AIRCRAFT VELOCITY VECTOR”

“RATEO DI VARIAZIONE DEL VETTORE VELOCITÀ DELL’AEREO”

W.B.HERBST, PROGETTISTA

Solitamente al giorno d’oggi si definisce come agilità della cellula *“Le proprietà fisiche dell’aereo che lo mettono in relazione alla sua abilità di cambiare, rapidamente e con precisione, il suo vettore velocità o la capacità di puntare gli assi in modo da facilitare e completare il cambio di direzione”*. Questa definizione comprende due considerazioni complementari

- ✓ Manovrabilità, ovvero l’abilità di variare direzione e modulo del vettore velocità

- ✓ Controllabilità, ovvero l'abilità di cambiare gli assi di puntamento attraverso la rotazione intorno al centro di gravità, indipendentemente dal percorso del vettore velocità.

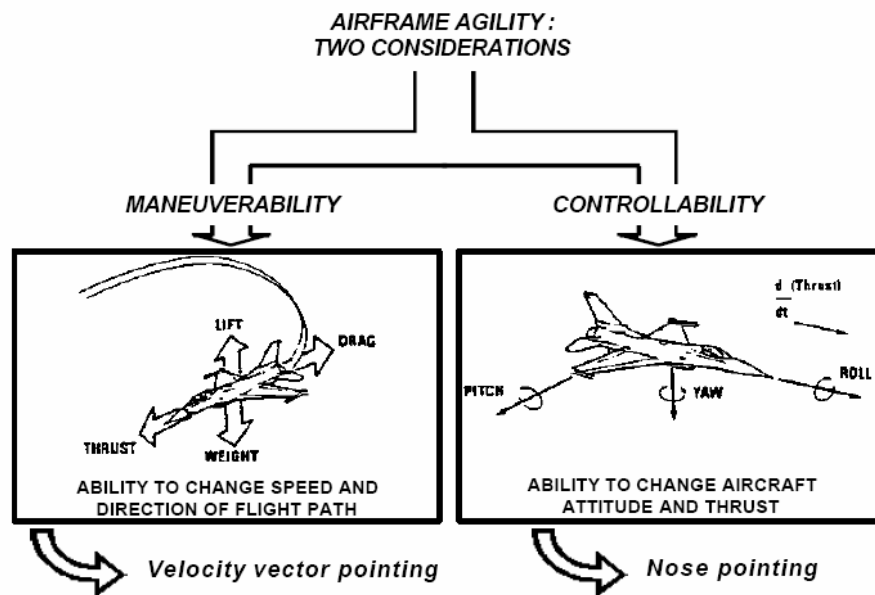


Figura - I due concetti di agilità

Nel senso comune queste considerazioni sono spesso conflittuali e quindi rivelano che l'agilità è il risultato di vari compromessi nella progettazione dell'aereo: da una parte è desiderabile che l'aereo sia in grado di raggiungere alte velocità e ratei di virata, ovvero di avere un'elevata manovrabilità, dall'altra è fortemente richiesta la capacità di controllare con precisione questi parametri, cosa che ovviamente è più facile da ottenere quando questi sono limitati a valori più bassi. Quindi l'agilità di una cellula si collega alle qualità di volo e ne rappresenta un'estensione.

L'agilità di un aereo può comprendere ma anche non comprendere l'abilità di volare e di manovrare alle alte incidenze tipiche del regime post-stallo, dove gli assi corpo e gli assi vento possono diventare completamente disaccoppiati.

Solitamente sono utilizzati tre assi per descrivere l'agilità relativa alla rotazione/variazione del vettore velocità rispetto agli assi corpo

- ✓ Agilità longitudinale, rateo di variazione dell'angolo di attacco
- ✓ Agilità torsionale, rateo di rollio del vettore velocità
- ✓ Agilità assiale, rateo di variazione della velocità dell'aereo

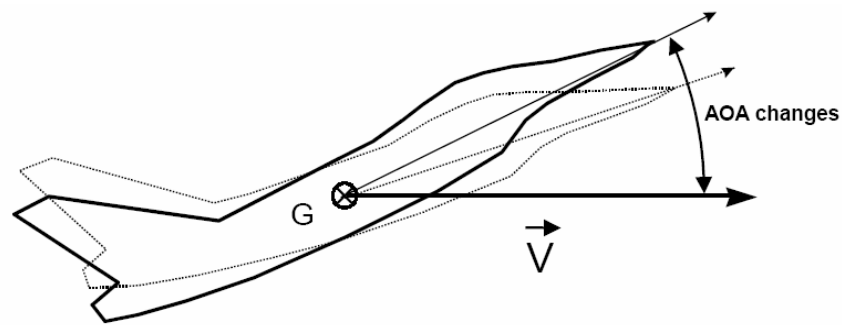


Figura - Agilità longitudinale

L'agilità longitudinale a sua volta si divide in “*pitch-up*” e “*pitch-down*”.

Il “*pitch-up*” è collegato all'abilità di puntare velocemente il muso dell'aereo. Questa capacità è necessaria nel combattimento aereo in quanto permette di allinearsi e fare fuoco sul bersaglio, quando è stata raggiunta una giusta posizione relativa. Nel regime convenzionale un aumento di angolo di attacco implica una riduzione della velocità ed un aumento del fattore di carico. Il rateo di variazione del fattore di carico viene solitamente denominato “*G onset*”. Nei caccia moderni è possibile ottenere valori di “*G onset*” fino a 15 [g/sec]. Questo parametro è un fattore critico nella possibilità di perdita di conoscenza da parte del pilota insieme alla durata dell'esposizione al massimo livello di fattore di carico.

Il “*pitch-down*” è collegato all'abilità di recuperare rapidamente la velocità di volo, per esempio dopo una manovra in cui è stata ottenuta una soluzione di tiro. Questa abilità è assolutamente necessaria qualora si preveda l'utilizzo di incidenze elevate in quanto un caccia a bassa velocità è estremamente vulnerabile.

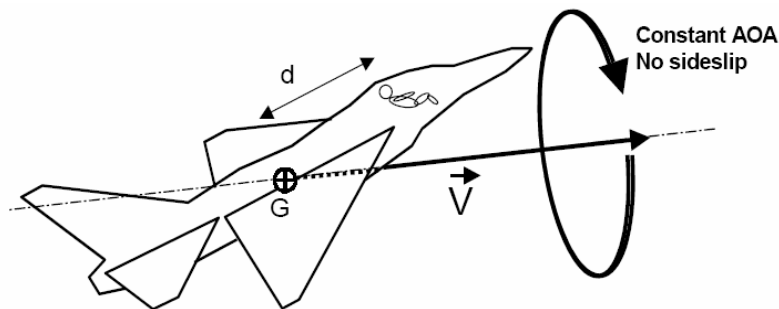


Figura - Agilità torsionale

L'agilità torsionale è relativa al rateo di rollio attorno al vettore velocità, solitamente ad un angolo di attacco costante ed ad un angolo di imbardata nullo. Si considera inoltre il rateo di rollio attorno al vettore di velocità invece del rateo di rollio attorno agli assi corpo. Alle basse incidenze i due ratei sono pressoché identici, ma ad elevati angoli di attacco, il controllo del rateo di rollio del vettore velocità permette un migliore disaccoppiamento dell'attitudine dell'aereo con la sua direzione di volo. Solitamente questa capacità si ottiene come il risultato della combinazione di rollio ed imbardata nel sistema assi corpo, ottenuta tramite il sistema di controllo di volo. Si preferisce inoltre salvo casi particolari di mantenere l'angolo di imbardata ad un valore nullo per ridurre la resistenza aerodinamica. Quando l'angolo di attacco è a valori elevati un rollio del vettore velocità è percepito dal pilota come un'imbardata,

quindi ogni variazione del rateo di rollio risulta in un fattore di carico laterale applicato al pilota. L'entità di questa accelerazione dipende dalla distanza fra il pilota e il centro di gravità dell'aereo.

L'agilità assiale è necessaria per ottenere rapide accelerazioni, per esempio quando un bersaglio è stato scoperto e deve essere intercettato, od ancora quando l'aereo si ritrova in una condizione di combattimento a basse velocità. Ovviamente dipende principalmente dalla spinta disponibile ed anche dal ritardo nella risposta del motore, dal momento in cui la manetta è spinta in avanti al momento in cui è raggiunto il desiderato valore di spinta selezionato. Questo ritardo dipende dalla regolazione del motore e dalla sua inerzia. Inoltre la tolleranza del motore alle variazioni brusche della posizione della manetta è certamente un'altra caratteristica fondamentale nell'agilità assiale.

La proprietà più importante per un aereo da combattimento quindi è la sua capacità di manovrare. Questa può essere espressa sia dalle caratteristiche di salita, di accelerazione e di virata. Il parametro principale utilizzato per definire le proprietà di salita è l'eccesso di spinta specifico P_s

$$P_s = \frac{(T - D)}{W} V$$

Ovvero questo parametro esprime il rateo di variazione dell'energia specifica h_e .

Un caccia che entra nel combattimento ad un livello energetico più alto rispetto al suo avversario ed è in grado di mantenere questa superiorità sulla base di un maggiore eccesso di spinta specifico gode di una posizione di vantaggio. D'altra parte qualora entri nel combattimento ad un livello energetico inferiore sarà in grado di utilizzare un eccesso di spinta specifico maggiore in modo da sconfiggere il suo opponente. Questo modo di considerare l'energia è conosciuto come manovrabilità di potenza ed è oramai una parte essenziale dell'addestramento di un pilota.

Le linee con un valore positivo di P_s indicano una regione di spinta latente che può essere utilizzata per cambiare direzione di volo, altitudine, numero di Mach, ecc. Ovviamente maggiore è l'eccesso di spinta specifico maggiore è il vantaggio nel combattimento. La stessa metodologia può essere utilizzata per confrontare le linee a $P_s=0$ fra di loro a vari fattori di carico. Infatti aumentando quest'ultimo la manovrabilità di potenza si restringe vistosamente. Il caccia in grado di tollerare un maggiore fattore di carico in un determinato punto in queste curve gode di una posizione di vantaggio.

Una delle più importanti proprietà utilizzate per il confronto della capacità di combattimento di differenti cellule è l'abilità di virare. Le prestazioni in virata possono essere rappresentate in un grafico come il seguente, definito per una particolare altitudine

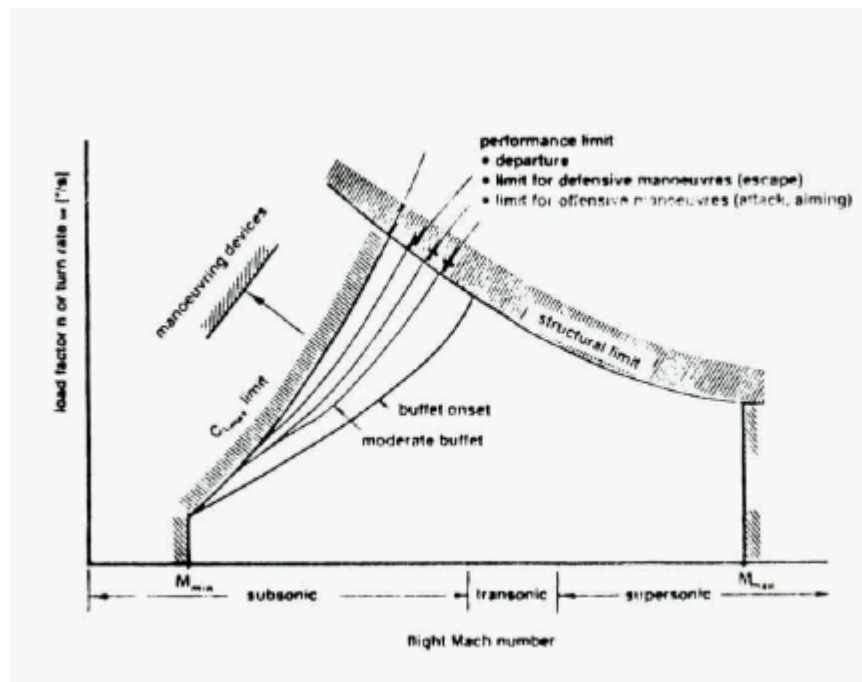


Figura - Prestazioni di virata

Il rateo di virata è definito dalla familiare relazione

$$\omega = \frac{g}{V} \sqrt{n^2 - 1}$$

L'agilità di una cellula negli anni recenti è stata studiata come una delle componenti fondamentali affinché il sistema caccia raggiunga il suo massimo potenziale. Generalmente questa viene riconosciuta come l'abilità di variare il vettore velocità e quindi può essere eseguita un'analisi di geometria differenziale per determinare i fattori principali che la influenzano.

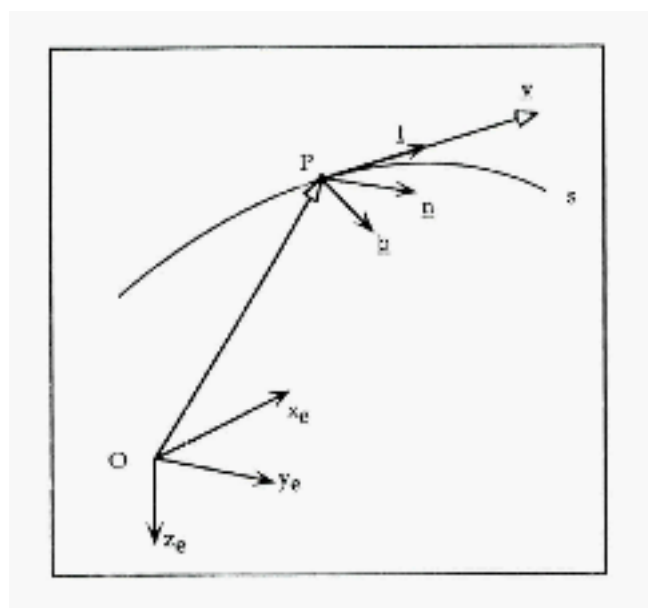


Figura - Sistemi di riferimento inerziale e di "Frenet"

Definiamo come $\vec{R}(t)$ il vettore posizione $\vec{V}(t)$ il vettore velocità e con i pedici “E” ed “T” i sistemi di riferimento inerziale e solidale con l’aereo (o sistema di “*Frenet*”). Le caratteristiche geometriche della traiettoria di volo possono essere sviluppate indipendentemente dalla velocità dell’aereo utilizzando l’ascissa curvilinea “s” invece del tempo come variabile esplicita.

Considerando un elemento infinitesimo di traiettoria di lunghezza ds definiamo il versore tangente come

$$\hat{t} = \frac{d\vec{R}}{ds}$$

Questa espressione implica che

$$\frac{ds}{dt} = |\vec{V}| \cdot \hat{t} = \frac{d\vec{R}}{ds} = \frac{\vec{R}'}{|\vec{V}|}$$

Il piano bi normale è definito come il piano contenente il versore tangente e la sua derivata vettoriale rispetto all’ascissa curvilinea, definendo così istantaneamente il piano in cui giace la traiettoria.

Si definisce quindi il versore normale giacente sul piano bi normale e perpendicolare al versore tangente

$$\hat{n} = \frac{d\hat{t}}{ds}$$

Infine si definisce versore bi normale il seguente vettore

$$\hat{b} = \hat{t} \wedge \hat{n}$$

Questi 3 versori identificano il sistema di riferimento solidale alla direzione di volo. Elementi aggiuntivi possono inoltre essere aggiunti per definire le proprietà geometriche della direzione di volo.

Definiamo quindi la curvatura della traiettoria come

$$\kappa = \left| \frac{d\varepsilon}{ds} \right| = \text{curvatura} = 1 / \text{raggio di curvatura}$$

Dove con ε si identifica l’angolo fra due versori tangenti posizionati a distanza ds lungo la traiettoria. Da questa definizione la relazione fra il versore tangente ed il versore normale diventa

$$\hat{n} = \frac{1}{\kappa} \frac{d\hat{t}}{ds}$$

Il vettore curvatura $\hat{\kappa} = \kappa \cdot \hat{n}$ rappresenta il rateo di variazione del piano normale rispetto al versore bi normale. Il rateo di variazione del piano bi normale rispetto al versore tangente è chiamato torsione ed è rappresentato dal simbolo τ . Per traiettorie

planari la torsione è nulla e può essere correlata al versore normale e bi normale tramite la seguente relazione

$$\frac{d\hat{b}}{ds} = \frac{d}{ds} [\hat{t} \wedge \hat{n}] = \hat{t} \wedge \frac{d\hat{n}}{ds} = -\hat{t} \cdot \hat{n}$$

Riassumendo quindi abbiamo

$$\frac{d\hat{t}}{ds} = \kappa \hat{n}$$

$$\frac{d\hat{n}}{ds} = -\kappa \hat{t} + \hat{t} \hat{b}$$

$$\frac{d\hat{b}}{ds} = -\hat{t} \hat{n}$$

Geometricamente curvatura e torsione identificano il vettore Ω , denominato “*vettore di Darboux*” attorno la quale la terna di riferimento ruota ogni istante.

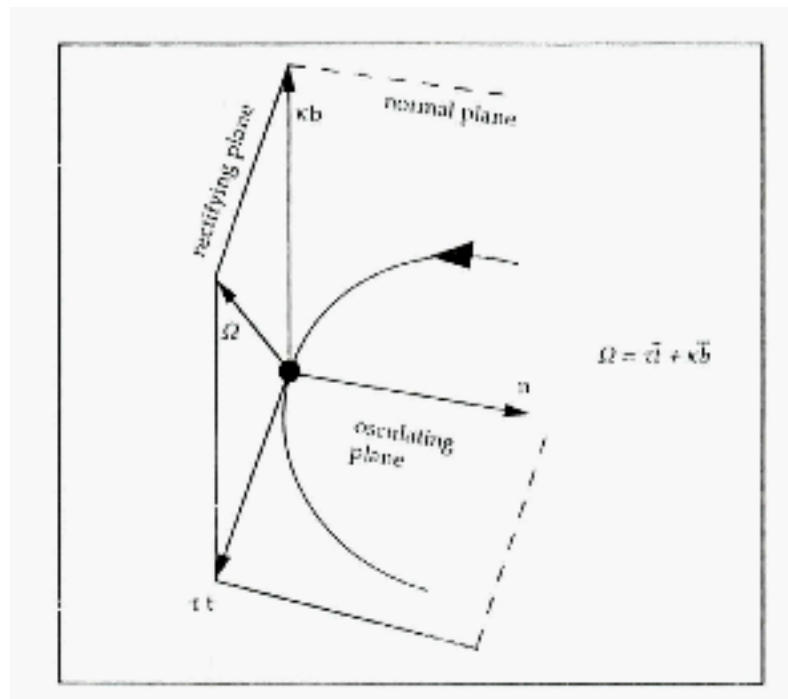


Figura - Piani principali del sistema di riferimento di Frenet

La magnitudine del rateo di rotazione può essere espressa rispetto ad un elemento di arco, o rispetto al tempo come descritto dalla seguente relazione

$$|\vec{\Omega}| = \sqrt{\kappa^2 + \tau^2} = |\vec{V}| \sqrt{\kappa^2 + \tau^2}$$

Uno dei problemi associati con la descrizione della traiettoria di volo tramite la torsione e la curvatura, è il loro calcolo. Un'alternativa è quella di esprimere la

curvatura e la torsione come una funzione del vettore posizione inerziale e delle sue derivate temporali. Considerando per prima la curvatura abbiamo le seguenti espressioni

$$\dot{\vec{R}} = \dot{s} \frac{d\vec{R}}{ds}$$

$$\ddot{\vec{R}} = \ddot{s} \frac{d\vec{R}}{ds} + \dot{s}^2 \frac{d^2\vec{R}}{ds^2}$$

$$\dot{\vec{R}} \wedge \ddot{\vec{R}} = \dot{s}^3 \frac{d\vec{R}}{ds} \wedge \frac{d^2\vec{R}}{ds^2}$$

Dalle quali ricaviamo che

$$\kappa = \frac{|\dot{\vec{R}} \wedge \ddot{\vec{R}}|}{|\dot{\vec{R}}|^3}$$

Allo stesso modo per la torsione abbiamo

$$\tau = \frac{(\dot{\vec{R}} \cdot \ddot{\vec{R}} \cdot \ddot{\vec{R}})}{\kappa^2 |\dot{\vec{R}}|^6} = \frac{(\dot{\vec{R}} \cdot \ddot{\vec{R}} \cdot \ddot{\vec{R}})}{|\dot{\vec{R}} \wedge \ddot{\vec{R}}|^2}$$

Sulla base dei risultati ottenuti, il vettore velocità ed accelerazione dell'aeroplano possono essere espressi come una funzione dell'ascissa curvilinea, della curvatura e della torsione

$$\begin{cases} \vec{V} = \dot{\vec{R}} = \dot{s} \hat{t} \\ \vec{a} = \ddot{\vec{R}} = \ddot{s} \hat{t} + \dot{s}^2 \hat{n} \end{cases}$$

Per descrivere l'orientamento della traiettoria in una terna di riferimento inerziale devono essere introdotti tre angoli di Eulero definiti nel modo seguente

- ✓ λ = rotazione attorno a \hat{k}_E
- ✓ γ = rotazione attorno a \hat{n}
- ✓ σ = rotazione attorno a \hat{t}

Gli angoli di Eulero sono legati alla torsione ed alla curvatura dalle seguenti relazioni

$$\begin{cases} \dot{\lambda} = \kappa V \cos \sigma / \cos \gamma \\ \dot{\gamma} = -\kappa V \sin \sigma \\ \dot{\sigma} = \tau V + \kappa V \cos \sigma \tan \gamma \end{cases}$$

Come esempio di traiettoria di volo analizzata tramite la geometria differenziale, possiamo considerare una manovra chiamata “*high speed yo-yo*”, descritta nella figura sottostante

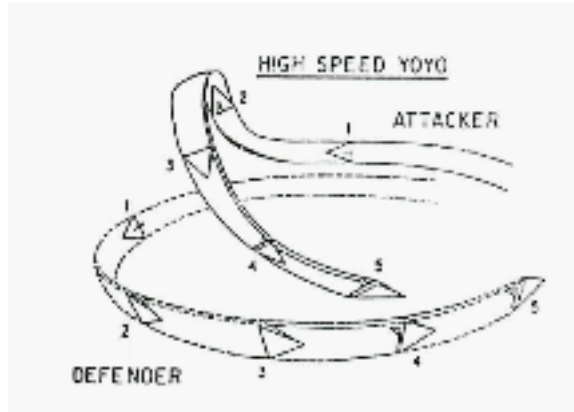


Figura - “High speed yo-yo”

La manovra è idealizzata come una singola sinusoide avvolta attorno alla superficie laterale di un cilindro con un cambio di direzione di 180°. In questo caso il vettore posizione ha le seguenti componenti nel sistema di riferimento inerziale

$$\vec{R} = r \cos \zeta \cdot \hat{i}_E + r \sin \zeta \cdot \hat{j}_E - \left[h_0 + h_A \sin \left(2\zeta - \frac{\pi}{2} \right) \right] \cdot \hat{k}_E$$

Inserendo dei valori numerici il comportamento della torsione, della curvatura e degli angoli di Eulero come funzione dell’angolo di azimuth ζ possono essere ottenuti, come nell’esempio sottostante

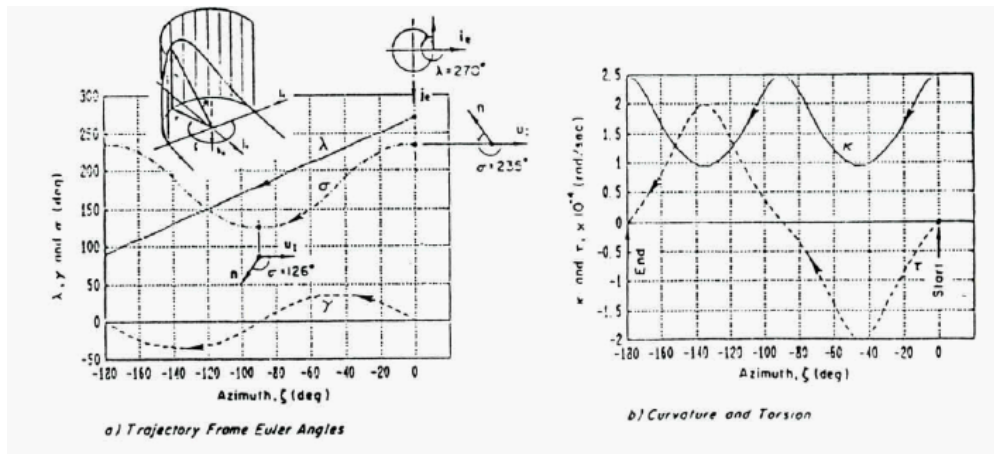


Figura – Risultati dell’analisi della “High speed yo-yo”

Dalla definizione stabilita del rateo di variazione dello stato della manovra possiamo poi determinare il vettore velocità in termini di componenti cinematiche e/o dinamiche. Il vettore agilità può essere definito come

$$\vec{A} = \frac{d\vec{a}}{dt}$$

Utilizzando le variabili dinamiche invece assume la seguente forma

$$\vec{A} = \frac{1}{m} \frac{d\vec{F}}{dt}$$

Se ci concentriamo adesso sull'equazione cinematica possiamo descrivere le componenti del vettore agilità utilizzando le relazioni precedentemente ricavate

$$\vec{A} = \dot{\vec{a}} = \frac{d}{dt} [\ddot{s}\hat{t} + \dot{s}^2\hat{n}] = \ddot{s}\hat{t} + \dot{s} \frac{d\hat{t}}{dt} + 2\dot{s}\ddot{s}\kappa\hat{n} - \dot{s}^2\dot{\kappa}\kappa\hat{n} + \dot{s}^2 \frac{d\hat{n}}{dt}$$

Dalle relazioni seguenti

$$\begin{cases} \frac{d\hat{t}}{dt} = \dot{s}\kappa\hat{n} \\ \frac{d\hat{n}}{dt} = -\dot{s}\kappa\hat{t} + \dot{s}\tau\hat{b} \end{cases}$$

Otteniamo quindi la seguente espressione

$$\vec{A} = [\ddot{s} - \dot{s}^3\kappa^2] \cdot \hat{t} + [3\dot{s}\ddot{s}\kappa + \dot{s}^2\dot{\kappa}] \cdot \hat{n} + \dot{s}^3\kappa\tau \cdot \hat{b}$$

Ovvero

$$\begin{cases} A_A = \vec{A} \cdot \hat{t} \\ A_C = \vec{A} \cdot \hat{n} \\ A_T = \vec{A} \cdot \hat{b} \end{cases}$$

Il termine A_A è definito “*agilità assiale*”, A_C “*agilità di curvatura*” e A_T “*agilità torsionale*”. Da un punto di vista qualitativo possiamo vedere che aumentare l’agilità torsionale e di curvatura implica aumentare il parametro κ che tuttavia ha un effetto negativo sull’agilità assiale. Il vettore agilità può inoltre essere scritto tramite i termini più comunemente utilizzati in meccanica del volo ovvero

$$\vec{A} = [\ddot{V} - \omega \cdot n_z \cdot g] \cdot \hat{t} + \left[3\omega \cdot n_x \cdot g + \frac{\omega^2}{\kappa^2} \dot{\kappa} \right] \cdot \hat{n} + \omega V^2 \tau \cdot \hat{b}$$

Dove $\omega = V\kappa$ è il rateo di virata istantaneo, \vec{n} è il vettore fattore di carico ed $3\omega \cdot n_x = 3\kappa \cdot P_s$ è chiamato eccesso di potenza specifico cinetico.

Utilizzando differenti simbologie, ovvero ponendo come μ = angolo di inclinazione laterale del vettore velocità, ζ = angolo di inclinazione del piano bi normale, γ = angolo della traiettoria di volo, χ = angolo di direzione del vettore velocità, possiamo ottenere un'espressione equivalente.

Il rateo di virata della traiettoria risulta quindi essere $\omega = V\kappa = \sqrt{\dot{\gamma}^2 + \dot{\chi}^2 \cos \gamma}$. Il “vettore di Darboux” assumerà perciò la seguente forma

$$\bar{\Omega} = [\dot{\zeta} - \dot{\chi} \sin \gamma] \cdot \hat{t} + \omega \cdot \hat{b}$$

L'angolo di inclinazione μ del vettore portanza è collegato alle rotazioni precedenti tramite la seguente relazione

$$\tan \mu = \frac{V\dot{\chi} \cos \gamma}{V\dot{\gamma} + g \cos \gamma}$$

Allo stesso modo con i nuovi termini il vettore agilità risulterà essere

$$\vec{A} = [\ddot{V} - V\omega^2] \cdot \hat{t} + [2\dot{V}\omega + V\dot{\omega}] \cdot \hat{n} + V\omega[\dot{\zeta} - \dot{\chi} \sin \gamma] \cdot \hat{b}$$

Un altro aspetto fondamentale è la relazione fra il vettore agilità e le forze necessarie per equilibrarlo, in particolare le forze di controllo. La relazione è intrinseca nella definizione di agilità, ed è ovvio l'importanza dei transitori delle forze applicate piuttosto che i valori raggiunti negli stati di equilibrio tipici della meccanica di volo classica. Potendo le forze essere espresse i vari sistemi di riferimento, oltre che a quello inerziale, è opportuno elencare gli altri sistemi di riferimento con i loro opportuni angoli di Eulero

$$\checkmark \quad []_E = \text{assi inerziale} \quad []_E \Leftrightarrow []_T \quad (\sigma, \gamma, \lambda)$$

$$\checkmark \quad []_T = \text{assi di Frenet} \quad []_E \Leftrightarrow []_W \quad (\mu, \gamma, \lambda)$$

$$\checkmark \quad []_W = \text{assi vento} \quad []_W \Leftrightarrow []_S \quad (-, -, \beta)$$

$$\checkmark \quad []_S = \text{assi di stabilità} \quad []_S \Leftrightarrow []_B \quad (-, \alpha, -)$$

$$\checkmark \quad []_B = \text{assi corpo} \quad \begin{aligned} []_T &\Leftrightarrow []_s \quad (\mu, -, \beta) \\ []_T &\Leftrightarrow []_b \quad (\phi, \theta, \psi) \end{aligned}$$

Vi sono tre angoli di rollio che sono utilizzati per differenziare l'orientamento della traiettoria, nei sistemi di riferimento assi vento ed assi corpo rispetto alla terna inerziale.

Per il caso particolare di volo coordinato e angoli piccoli, si possono assumere le ipotesi di $\beta = 0$ e $\phi = \mu + \sigma$. L'equazione delle forze applicate risulta quindi essere

$$\vec{F} = mg \cdot \hat{k}_E - D \cdot \hat{i}_W + Y \cdot \hat{j}_W - L \cdot \hat{k}_W + T \cdot \hat{i}_B$$

Tuttavia questa equazione non include la possibilità di spinta vettoriale, tuttavia incorporabile nell'equazione tramite opportuni angoli di spinta riferiti al sistema di riferimento assi corpo. Utilizzando poi un sistema di riferimento di “Frenet” e le opportune matrici di trasformazione possiamo scrivere il vettore delle forze nel seguente modo

$$\vec{F} = F_{XT} \hat{t} + F_{YT} \hat{n} + F_{ZT} \hat{b}$$

Dove

$$\begin{cases} F_{XT} = -mg \sin \gamma - D + T \cos \alpha \cos \beta \\ F_{YT} = mg \sin \sigma \cos \gamma + Y \cos \mu + L \sin \mu + T(\cos \mu \cos \alpha \sin \beta + \sin \mu \sin \alpha) \\ F_{ZT} = mg \cos \sigma \cos \gamma + Y \sin \mu - L \cos \mu + T(\sin \mu \cos \alpha \sin \beta - \cos \mu \sin \alpha) \end{cases}$$

Adesso quindi possiamo andare a scrivere il vettore agilità utilizzando le forze e le loro derivate

$$\vec{A} = \frac{1}{m} \left[(\dot{F}_{XT} - \omega F_{YT}) \hat{t} + \left(\dot{F}_{YT} + \omega F_{XT} - F_{ZT} \frac{\dot{\zeta} - \dot{\chi} \sin \gamma}{V} \right) \hat{n} + (\dot{F}_{ZT} + F_{YT} \{\dot{\zeta} - \dot{\chi} \sin \gamma\}) \hat{b} \right]$$

Le componenti cinematiche e dinamiche sono quindi collegate tramite le seguenti relazioni

$$\begin{cases} A_A = \ddot{s} - \dot{s}^3 \kappa^2 = \dot{F}_{XT} - V \kappa F_{YT} \\ A_C = 3 \dot{s} \ddot{s} \kappa + \dot{s}^2 \dot{\kappa} = \dot{F}_{YT} + V \kappa F_{XT} - \tau F_{ZT} \\ A_T = \dot{s}^3 \kappa \tau = \dot{F}_{ZT} + V \tau F_{YT} \end{cases}$$

Risulta quindi evidente che il vettore agilità è influenzato dalle variazioni in modulo delle forze dovute ai controlli (in questo caso incidenza, imbardata, inclinazione laterale e spinta) così come dalle forze di rotazione dovute all'istantanea variazione del piano di manovra e dalle variazioni di controllo dovute ai termini della virata.

Un'altra considerazione che deve essere fatta è la necessità di introdurre le equazioni dei momenti che tuttavia non possono essere utilizzate direttamente. Ancora una volta risulta necessario un processo di inversione dinamica. Una volta che le variabili di controllo sono ottenute, le velocità angolari degli assi corpo possono essere ottenute. Infatti un'espressione delle rotazioni degli assi corpo può essere ricavata da una relazione del tipo

$$p, q, r = f[\alpha, \beta, \mu, \kappa, \tau, V]$$

Da questa è possibile ricavare un'espressione delle accelerazioni angolari e quindi passare il tutto all'equazione vettoriale dell'equilibrio alla rotazione

$$\dot{\vec{\Omega}}_{BE} = M_{\delta} \delta$$

Il passo successivo risulta quindi essere l'esame della dinamica delle rotazioni attorno ai tre assi vento, avremo quindi prestazioni di cabrata, imbardata e rollio.

Per prestazione di cabrata si intende l'abilità dell'aereo di ruotare attorno all'asse laterale (asse Y_w). Nel volo livellato questo significherebbe ruotare l'asse X_w in alto o in basso, anche se le rotazioni verso l'alto sono di gran lunga più importanti. Come per la prestazione di rollio, il rateo di cabrata è un indice dell'agilità di un caccia. Quando viene applicato il comando di timone di profondità, che solitamente è quello che comanda le rotazioni attorno all'asse Y_w , l'aereo comincia a ruotare attorno al proprio asse ed l'incidenza comincia ad aumentare. Come l'angolo di attacco aumenta così in generale aumenterà la portanza prodotta dall'ala, ed il fattore di carico; questo porterà l'aereo a variare la direzione del vettore velocità, o più semplicemente anche l'asse X_w comincerà a muoversi. Il movimento che si può osservare è in parte un movimento di rotazione (movimento di X_w) ed in parte un aumento dell'incidenza (movimento relativo fra X_w e X_B). È difficile separare questi due movimenti visivamente eccetto che per il volo in regime di post-stallo. Una volta che l'incidenza si sarà stabilizzata rateo di cabrata e rotazione in un piano di manovra saranno medesimi.

Il rateo di cabrata nei caccia è importante per vari motivi; il primo è che più velocemente l'incidenza aumenta, prima la virata può essere incominciata e questo può avere un grande effetto nei primi istanti di manovre che richiedono il massimo delle prestazioni in virata. Il secondo motivo è l'influenza del rateo di cabrata nel puntamento dei sistemi d'arma, soprattutto del cannone; infatti l'abilità di puntare l'aereo in una direzione data indipendentemente dalla sua direzione di moto è di grande valore.

Le prestazioni di cabrata di un caccia, ovvero il rateo di cabrata e l'accelerazione di cabrata sono funzioni delle capacità del sistema di controllo delle superfici mobili, e della resistenza che l'aereo genera al movimento di cabrata (in particolare il contributo smorzante delle derivate aerodinamiche $C_{m\alpha}$, C_{mq}). Il contributo alla cabrata da parte dell'angolo di incidenza è dovuto al massimo angolo di attacco utilizzabile (ovvero il limite di stallo o di controllabilità dell'aereo) alle basse velocità, mentre sopra la velocità d'angolo si rivela preponderante il limite imposto dal massimo valore del fattore di carico strutturale. Sempre di grande importanza qualora si limiti la discussione alle variazioni di incidenza sarà riposta nelle prestazioni di accelerazione in cabrata.

Tuttavia in quanto il rateo di aumento dell'incidenza è dello stesso ordine di grandezza del rateo di virata ed è additivo nel produrre la prestazione di cabrata totale, maggiore sarà il range di incidenza utilizzabile, maggiori saranno i contributi forniti da questo nei primi istanti della virata. Accorgimenti aerodinamici come ali a freccia, "slats" and "LERX" può considerevolmente aumentare il campo di incidenze

ammissibili anche se comunque l'aeroplano dovrà continuare a mantenere le sue caratteristiche di manovrabilità e controllabilità.

L'accelerazione di cabrata è dipendente dalla potenza e precisione dei sistemi di controllo e dalle proprietà inerziali dell'aereo nel piano longitudinale; ad esempio riducendo il margine di stabilità dell'aereo o addirittura portarlo in instabilità favorisce le prestazioni in cabrata. Questa soluzione prende il nome di stabilità elettronica in quanto l'aereo è di per se un sistema instabile anche se la stabilità viene fornita tramite il sistema di controllo computerizzato "*fly-by-wire*".

Se adesso come esempio indicativo andiamo a scrivere le equazioni della dinamica nel piano longitudinale, ipotizzando l'assenza di movimenti nel piano latero-direzionale e l'equilibrio di forze e momenti sempre in questo avremo

$$\dot{\theta} = q$$

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S c}{I_y} C_{m\alpha} \alpha + \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S c}{I_y} C_{m\delta_e} \delta_e + \frac{1}{4} \frac{\rho V S c}{I_y} C_{mq} q$$

$$\dot{\alpha} = \frac{g}{V} \cos \theta + q - \frac{1}{2} \frac{\rho S V}{m} C_{l\alpha} \alpha$$

Come si può facilmente intuire la dinamica dell'asse corpo sarà quella relativa alla equazione in θ , ovvero in q , mentre quella relativa all'asse vento corrisponderà all'equazione $\gamma = \theta - \alpha$. Dall'analisi delle varie equazioni è possibile vedere l'influenza dei vari termini aerodinamici ed inerziali.

Per prima cosa andiamo a prendere in esame l'equazione relativa all'asse corpo; come si può vedere in essa compaiono tre termini di cui due di tipo smorzante mentre uno di tipo forzante:

- ✓ $C_{m\alpha}$ - Questo termine in aerei stabili è di tipo smorzante e quindi negativo; tuttavia onde aumentare l'agilità e la manovrabilità dell'aereo viene reso positivo tramite lo spostamento del baricentro dietro il centro aerodinamico. Ciò tuttavia comporta l'inserimento di una instabilità rilassata ovvero stabilità elettronica tramite l'ausilio di un sistema di "*fly-by-wire*".
- ✓ $C_{m\delta_e}$ - Questo fattore tende ad alimentare il moto e non è altro che l'effetto del timone di profondità, e quindi del sistema di comando (potenza e rapidità di risposta) e dell'efficacia delle superfici mobili infatti a seconda dell'incidenza di partenza queste potranno essere più o meno influenzate dal sistema vorticale sviluppato dall'ala, ed in alcuni casi possono essere rese completamente inefficienti.
- ✓ C_{mq} - Questo termine è sempre di categoria smorzante e semplicemente esprime la resistenza all'avanzamento nell'aria dell'aereo, può essere ridotto avvicinando il più possibile le superfici portanti principali e di maggiori dimensioni vicino al baricentro del veicolo.

Andiamo adesso ad esaminare la dinamica dell'asse vento anche essa fondamentale una volta che la manovra abbia superato gli istanti iniziali, l'equazione risultante sarà del tipo

$$\dot{\gamma} = \dot{\theta} - \frac{g}{V} \cos \theta - q + \frac{1}{2} \frac{\rho S V}{m} C_{l\alpha} \alpha$$

Come si può vedere ai fini della manovra risulta fondamentale il contributo dell'ultimo termine

✓ $C_{l\alpha}$ - Pendenza della curva di portanza.

Ai fini della manovrabilità quindi giungere il più velocemente possibile al massimo valore del coefficiente di portanza risulta di importanza vitale, inoltre la capacità di operare ad elevati angoli di incidenza offre la possibilità di eseguire manovre a velocità sempre minori mentre aumenta il lasso di tempo in cui l'aereo può sfruttare il contributo del termine $C_{l\alpha}$ benefico dal punto di vista della dinamica, cioè di natura

forzante del sistema. Infatti una volta giunti al massimo valore dell'incidenza questa dovrà essere stabilizzata e tutti i termini in α dovranno per forza annullarsi. Ivi la dinamica dell'asse vento e dell'asse corpo andranno a coincidere fino a quando non avremo una nuova variazione di incidenza. Quindi in conclusione un aumento dell'angolo di incidenza disponibile porterà ad un tempo di salita del sistema - aereo ridotto con maggiori capacità di manovra del caccia in questione.

Se andiamo poi a prendere in esame fenomeni aeroelastici ci accorgiamo come dal punto di vista della manovrabilità una freccia negativa risulti essere migliore in quanto rispetto alla freccia positiva in quanto il dislocamento del punto di applicazione della portanza rispetto all'asse neutro dell'ala tende a generare un momento torcente forzante per una freccia negativa smorzante per una freccia positiva. Logicamente dal punto di vista strutturale un'ala a freccia negativa vedrà questa nuovo momento forzante aumentare le proprie sollecitazioni in maniera considerevole. L'effetto della freccia quindi può essere visto come influente sulla derivata $C_{m\alpha}$.

La prestazione in rollio è la capacità di un aereo di variare la direzione laterale del suo vettore portanza. In quanto che la forza di portanza è la primaria responsabile dell'entrata in virata di un aeroplano, la capacità in rollio indica l'abilità di un caccia nel variare il suo piano di manovra.

Il moto di rollio di un aereo è prodotto dall'azione del sistema di controllo laterale, ovvero gli alettoni anche se spesso si ricorre anche all'ausilio di piani di coda differenziali.

Oltre che alla coppia motrice generata dalle superfici di controllo il moto di rollio è particolarmente influenzato dal momento smorzante prodotto dalla differenza di portanza che si instaura nelle due semiali a causa della nuova componente di velocità che da una parte tenderà ad aumentare l'incidenza dall'altra la diminuirà.

Nel combattimento aereo un rollio continuo oltre i 180° è raramente richiesto, e se si osserva attentamente la dinamica del moto di rollio è possibile vedere che durante un combattimento manovrato non è importante il massimo rateo di rollio stabilizzato, bensì l'accelerazione in rollio.

Tuttavia la maggior parte delle difficoltà in rollio occorrono ad alti valori del fattore di carico, infatti per ottenere le massime prestazioni in rollio è opportuno portarsi prima ad un fattore di carico nullo. Per aerei in condizioni di alto fattore di carico spesso risulta essere il timone direzionale il miglior comando per il rollio grazie ai termini di accoppiamento anche se questo potrebbe portare più facilmente l'aereo in instabilità.

Se andiamo a scrivere le equazioni per il moto nel piano latero-direzionale, abbiamo

$$\dot{p} = \frac{I_{xz}}{I_x} \dot{r} + \frac{1}{2} \frac{\rho S V^2 b}{I_x} C_{l\beta} \beta + \frac{1}{2} \frac{\rho S V^2 b}{I_x} C_{l\delta_a} \delta_a + \frac{1}{2} \frac{\rho S V^2 b}{I_x} C_{l\delta_r} \delta_r + \frac{1}{4} \frac{\rho V S b^2}{I_x} C_{lp} p + \frac{1}{4} \frac{\rho V S b^2}{I_x} C_{lr} r$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xz}}{I_z} \dot{p} + \frac{1}{2} \frac{\rho S V^2 b}{I_z} C_{n\beta} \beta + \frac{1}{2} \frac{\rho S V^2 b}{I_z} C_{n\delta_r} \delta_r + \frac{1}{2} \frac{\rho S V^2 b}{I_z} C_{n\delta_a} \delta_a + \frac{1}{4} \frac{\rho V S b^2}{I_z} C_{nr} r + \frac{1}{4} \frac{\rho V S b^2}{I_z} C_{np} p$$

$$\dot{\beta} = \frac{g}{V} \sin \varphi \cos \theta - r \cos \alpha + p \sin \alpha + \frac{1}{2} \frac{\rho S V}{m} C_{Y\beta} \beta$$

Tralasciando i termini inerziali avremo i seguenti parametri di fondamentale importanza nella dinamica latero-direzionale

- ✓ $C_{l\beta}$ - Termine solitamente negativo ha origine dal ritardo con cui l'asse vento segue l'asse corpo. A seconda delle condizioni di volo può diventare nullo e quindi passare a positivo; in questo caso avremo una forma di instabilità, infatti questa derivata se negativa è di tipo smorzante mentre se positiva è di tipo motrice. Solitamente viene mantenuta a valori negativi piccoli di modulo in quanto incidenze elevate ne determinano una variazione nel segno.
- ✓ $C_{l\delta_a}$ - Derivata che esprime l'efficacia del comando degli alettoni e/o delle superfici di coda differenziali. In quanto tutti i sistemi di controllo sono più efficaci in alcune situazioni che in altre molti caccia moderni sono progettati con più tipologie di superfici di controllo in modo da ottimizzare le prestazioni per l'intero inviluppo di volo e da evitare fenomeni aeroelastici in grado di far sopraggiungere il fenomeno dell'inversione dei comandi.
- ✓ $C_{l\delta_r}$ - Termine di accoppiamento in configurazioni canoniche, tuttavia assume un ruolo fondamentale ad elevati valori di angolo di incidenza in quanto abbiamo una decadenza del comando degli alettoni. Talvolta in determinate condizioni risulta essere l'unico comando utile per imprimere un movimento di rollio all'aeroplano. Nelle nuove configurazioni con piani di coda verticali, inclinati verso l'esterno od esterno, risulta essere un termine complementare ai comandi impartiti dagli alettoni e dal timone di profondità differenziale.

- ✓ C_{lp} - In condizioni normali è il termine smorzante principale che deve essere abbassato il più possibile per velocizzare la dinamica dell'aereo. Ad elevati angoli di incidenza può cambiare di segno diventando di tipo motrice portando l'aereo in instabilità.
- ✓ C_{lr} - Termine di accoppiamento a seconda delle condizioni di volo può essere sia smorzante che motrice.

Quindi ai fini di ottimizzare la capacità di manovra di un caccia devono essere tenuti sotto controllo i vari parametri aerodinamici suddividendo le funzioni di rollio fra le varie superfici mobili in modo da ottimizzare l'intero inviluppo e di evitare le zone di instabilità, infatti solitamente una instabilità nel piano latero-direzionale in condizioni di elevato fattore di carico ha come risultato finale la vite orizzontale molto difficile da controllare se non nella maggior parte degli aeromobili impossibile da recuperare.

Un'altra distinzione fra le componenti dell'agilità di una cellula può essere introdotta nello scopo di stabilire l'influenza pratica dell'agilità

- ✓ L'agilità nel puntamento del muso dell'aereo è l'effetto primario della variazione dei controlli aerodinamici e della spinta
- ✓ L'agilità del vettore velocità è l'effetto secondario dell'agilità di puntamento, ovvero una conseguenza cronologica.

Questa distinzione è particolarmente appropriata quando si valuta l'influenza dell'agilità nell'impiego delle armi. Quando si utilizza il cannone ad esempio il pilota deve puntare il muso dell'aereo sul bersaglio, quindi ovviamente le possibili soluzioni di tiro disponibili sono direttamente correlate a questa capacità.

Solitamente invece i missili convenzionali quando sono impiegati ad elevati angoli di attacco tendono a "cadere al vento" data la loro naturale stabilità, e quindi spesso falliscono nell'agganciare il bersaglio. Quindi il pilota che si trova ad impiegare un missile convenzionale deve orientare il vettore velocità verso il bersaglio altrimenti il missile perderà l'aggancio dopo il lancio, quindi le opportunità di lancio del missile sono direttamente correlate all'agilità del vettore velocità. Queste considerazioni sono comunque collegate alle capacità del sistema d'arma impiegato. Infatti i missili futuri in via di sviluppo avranno la possibilità di essere lanciati in condizioni assai più avverse rispetto agli inviluppi odierni modificando quindi le richieste di orientamento sul vettore velocità dell'aereo prima del lancio.

Un'altra caratteristica fondamentale per un moderno caccia è la necessità di una marcata resistenza ad effetti avversi che vengono a crearsi durante il volo ad elevate incidenze, abbiamo infatti

⇒ "*Departure*" – L'aeroplano esce dal volo controllato e diventa instabile

⇒ "*Wing Drop*" – Stallo asimmetrico dell'ala

⇒ "*Wing Rock*" – I momenti smorzanti aerodinamici cambiano di segno e l'ala incomincia ad oscillare in rollio

⇒ “Nose Slice” – I momenti aerodinamici in imbardata superano l’autorità del timone e si ha un’instabilità in imbardata

Le caratteristiche base nel canale longitudinale sono illustrate nella figura sottostante

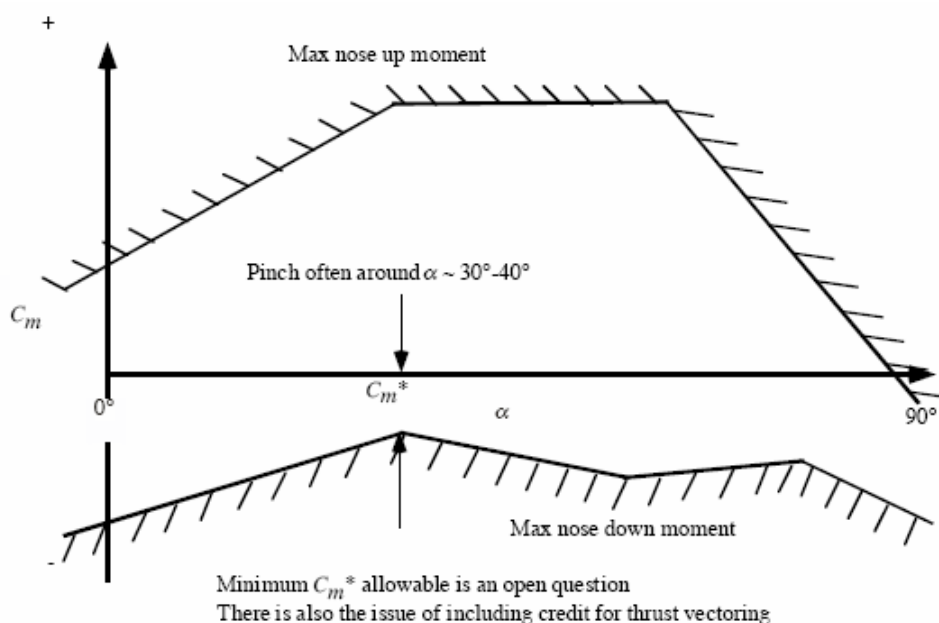


Figura - Limiti del momento di beccheggio di un caccia tipo

Per i caccia moderni la stabilità non è il problema principale ed infatti per aumentare l’agilità della cellula si costruiscono aerei di per se instabili. Quello che diventa critico è l’involuppo che definisce i massimi del momento a cabrare e a picchiare disponibile, soprattutto il minimo valore di momento a picchiare. Solitamente abbiamo i seguenti obiettivi nei progetti moderni

	Accelerazione a cabrare nel primo secondo dopo il comando [rad/sec^2]	Minimo rateo di beccheggio 2 secondi dopo il comando [deg/sec]
Desiderabile	-0.25	-24.0
Minimo	-0.07	-5.0

Solitamente le caratteristiche direzionali di stabilità sono espresse tramite il termine $C_{n\beta}$. La figura sottostante rappresenta il tipico andamento per un caccia

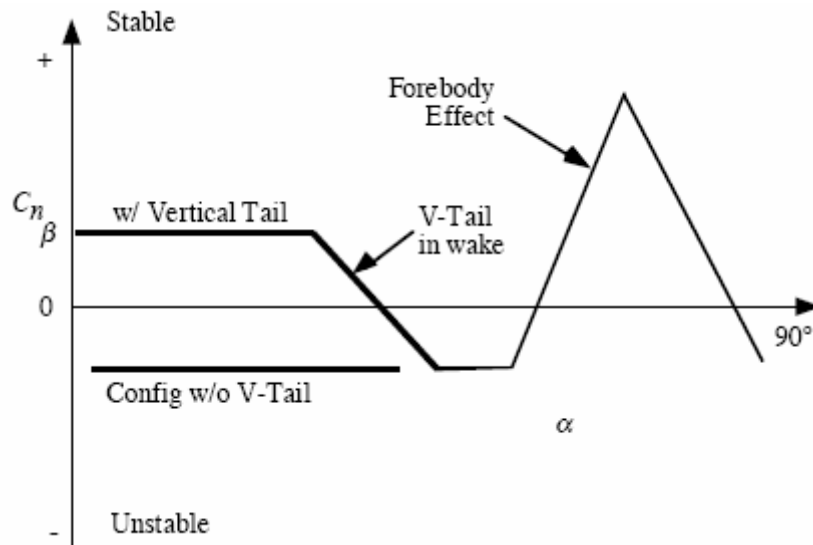


Figura - Andamento della stabilità direzionale con l'incidenza

Inizialmente è la coda che provvede alla stabilità. Tuttavia alle incidenze in cui la scia dell'ala impedisce alla coda di operare in un flusso indisturbato la stabilità si annulla e diventa negativa. Ad incidenze elevate il lungo "forebody" dei caccia moderni può essere progettato per fornire stabilità direzionale.

Le caratteristiche laterali sono invece espresse dal parametro $C_{l\beta}$. Inizialmente il diedro alare o la freccia diminuiscono il valore della derivata all'aumentare dell'incidenza. Tuttavia non appena l'ala stalla la curva ha un repentino cambiamento e l'aereo come si vede dalla figura diventa instabile

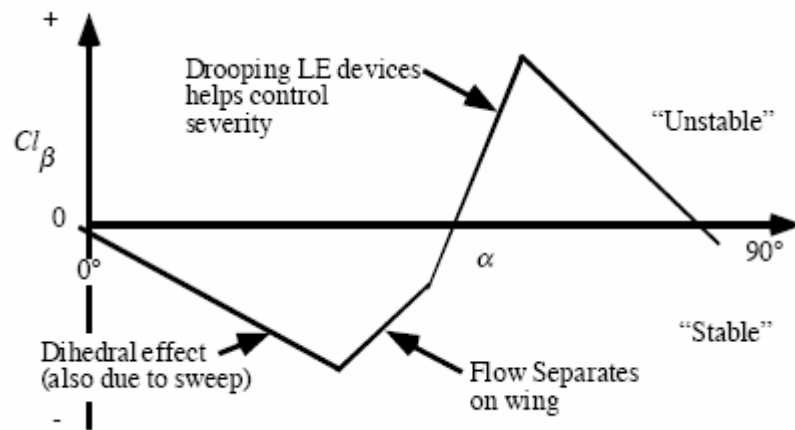


Figura - Andamento della stabilità laterale con l'incidenza

Tuttavia nella realtà risulta necessario esaminare anche il comportamento dinamico dell'aereo, soprattutto per andare ad esaminare effetti avversi come quello dell'accoppiamento inerziale. Un primo parametro di esame a ciclo aperto, per l'analisi della possibilità di "yaw departure", è il seguente

$$C_{n\beta_{dyn}} = C_{n\beta} \cos \alpha - \left(\frac{I_z}{I_x} \right) C_{l\beta} \sin \alpha$$

$$C_{n\beta_{dyn}} < 0 - \text{Instabile}$$

$$C_{n\beta_{dyn}} > 0 - \text{Stabile}$$

Per quanto riguarda il rollio, ovvero la possibilità di “roll departure”, si utilizza il parametro “LCDP – “ *Lateral Control Departure Parameter*” – Parametro di instabilità del controllo laterale”

$$LCDP = C_{n\beta} - C_{l\beta} \left(\frac{C_{n\delta_a}}{C_{l\delta_a}} \right)$$

$$LCDP < 0 - \text{Instabile}$$

$$LCDP > 0 - \text{Stabile}$$

Un valore negativo di questo parametro solitamente implica un comportamento di “roll reversal” alle alte incidenze.

Nel caso in cui vengano utilizzati anche i timoni per le manovre di rollio il parametro diventa

$$LCDP = C_{n\beta} - C_{l\beta} \frac{(C_{n\delta_a} + kC_{n\delta_r})}{(C_{l\delta_a} + kC_{l\delta_r})}$$

$$k = \delta_r / \delta_a$$

I due parametri sono collegati tramite la carta di “*Bihrlle-Weissman*”

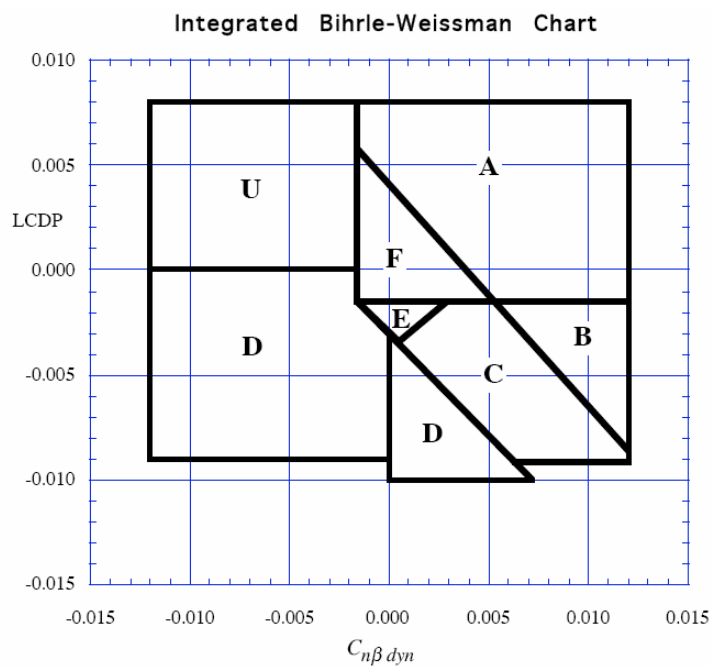


Figura – Carta di Bihrlle-Weissman

- ✓ A - Caratteristiche di elevate di “*departure resistant*” e “*spin resistant*”
- ✓ B – “*Spin resistant*”, “*roll reversal*” possono indurre “*departure*” e effetti giroscopici di rotazione post-stallo
- ✓ C – Debole tendenze di “*spin*”, forti “*roll reversal*” sfociano in “*control induced departure*”
- ✓ D – Forte “*departure*”, inversione del comando di rollio, tendenze all’entrata in vite
- ✓ E – Debole “*spin tendency*”, moderati “*departure*” ed inversione del comando di rollio, accoppiati con fattori secondari
- ✓ F – Debole resistenza alla “*departure*” ed all’entrata in vite, nessuna inversione del comando di rollio, pesante influenza di fattori secondari
- ✓ U – Elevata instabilità direzionale

L’ultima nota da esaminare è l’efficacia dei comandi al variare dell’incidenza. Per questo quindi i requisiti di rotazione vengono divisi fra varie superfici sia per non arrivare mai alla saturazione di una, sia per ottenere sempre il massimo effetto indipendentemente dall’angolo di attacco.

Tra le tecnologie disponibili per l’agilità della cellula troviamo

- ✓ Progetto aerodinamico (Configurazione generale, superfici di controllo)
- ✓ Progetto del sistema propulsivo (Prese d’aria, tolleranza del motore)
- ✓ Spinta vettoriale (Solo cabrata, cabrata ed imbardata)
- ✓ Rapporto spinta/peso elevato (Caratteristica fondamentale per il veloce recupero di livelli energetici elevati)
- ✓ Sistema e leggi del controllore di volo (“*Fly-by-wire*”, “*fly-by-light*”)

Un’elevata agilità della cellula può quindi essere ottenuta tramite un adeguato progetto aerodinamico e tramite vari dispositivi, come superfici di controllo aerodinamiche extra, controllo dei vortici del “*forebody*”, spinta vettoriale a caratteristiche “*pitch-only*” o “*pitch-yaw*”. Come si vede quindi gli aspetti aerodinamici sono tuttora fondamentali nel progetto di un buon caccia.

Le metodologie correntemente utilizzate nella valutazione della qualità di pilotaggio provvedono un ampio spettro di soluzioni e di punti di vista per la valutazione e l’utilizzazione pratica dell’agilità della cellula. Solitamente le metriche di più semplice utilizzo consistono nell’analisi dei massimi valori ottenibili di determinati parametri come il rateo di virata, il rateo di velocità angolare, accelerazioni, fattori di carico istantanei e sostenuti. Quindi un ottimo strumento di valutazione è il

diagramma rateo di virata – numero di Mach, in quanto è in grado di fornire una buona visione dell'andamento dell'involuppo di manovra dell'aereo.

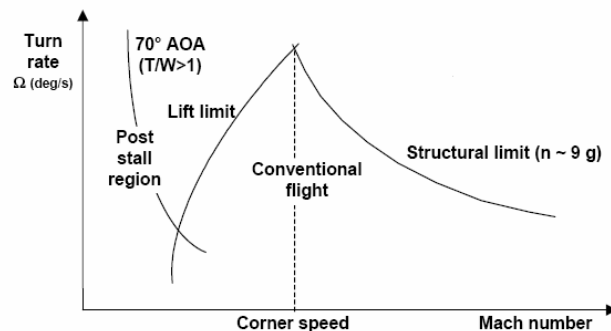


Figura - Rateo di virata in funzione del numero di Mach per un caccia dotato di supermanovrabilità

Tuttavia i valori massimi non sono sufficienti da soli per una precisa analisi dell'agilità attuale di un caccia, in quanto non forniscono alcuna informazione né sulla dinamica né sulla controllabilità della cellula. La valutazione infatti deve comprendere anche aspetti tecnici quali il comportamento sia statico che dinamico in varie condizioni di volo ed inoltre l'abilità di raggiungere determinati obbiettivi come il “*gross tracking*” ed il “*fine tracking*”. I sistemi di valutazione tipici includono simulazioni sia numeriche che pilotate, valutazioni dedicate dei piloti collaudatori tramite la scala di “*Cooper-Harper*”. Un tipico esempio è il “*ciclo di combattimento di Tamrat*”, il quale è una misura della durata totale di un tipico combattimento aereo, descritto come un ciclo di variazioni di stato nel grafico numero di Mach – rateo di virata. Questo particolare ciclo è applicato agli aerei capaci di volare ad elevate incidenze ed è particolarmente utile nel determinare l'abilità dell'aereo nel recuperare la propria energia dopo l'utilizzo di una manovra nel regime di post-stallo

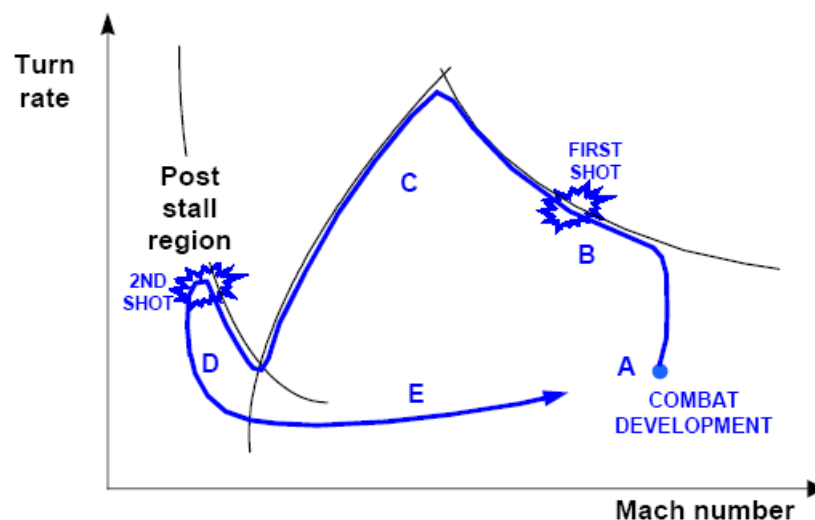


Figura - Ciclo di Tamrat

Gli elementi preponderanti in questo ciclo sono

- ✓ Abilità nel cambiare la posizione relativa del muso dell'aereo rispetto a quello dell'avversario
- ✓ L'abilità di cambiare la direzione di volo dell'aereo rispetto a quella dell'avversario
- ✓ La rapidità dei cambi
- ✓ La precisione dei cambi

Questo concetto di ciclo di combattimento è utile per meglio capire quali sono i limiti principali che si presentano al pilota

- ✓ Solitamente il ciclo comincia al più alto livello energetico possibile, il che solitamente significa un'alta velocità (supersonica) ed un'elevata altitudine, che sono ottenuti non appena viene individuato il bersaglio dal radar. La scelta di questo punto di partenza dipende (A) dipende dagli ordini e dall'esperienza del pilota, dati numerosi fattori come il ruolo dell'aereo nella missione, il tipo di bersaglio e le condizioni ambientali. Una prima risoluzione di tiro può essere ottenuta alle lunghe distanze, sistema d'arma permettendo.
- ✓ Il ciclo di combattimento è in primis composto da una o più virate, dal volo stazionario a fattore di carico unitario fino al massimo fattore di carico sostenibile dalla struttura (B). Lo scopo di queste virate è quello di raggiungere una posizione favorevole rispetto al bersaglio. La durata di questa parte del combattimento per i caccia di ultima generazione può essere molto lunga dato che la spinta installata è solitamente in grado di ridurre al minimo la perdita di energia.
- ✓ Il massimo fattore di carico, una volta raggiunto, è quindi mantenuto e la velocità ridotta fino al valore corrispondente alla velocità d'angolo in cui si ottiene comprimibilità trascurando il massimo rateo di virata. A questo punto solitamente la velocità continua a diminuire data l'alta resistenza e l'alta incidenza in cui il caccia si trova a volare (C).
- ✓ A questo punto può essere sfruttata la capacità di post-stallo, per puntare e sparare sul bersaglio (D). L'aeroplano a questo punto tuttavia è estremamente vulnerabile in quanto la velocità è estremamente bassa.
- ✓ La veloce escursione nel regime post-stallo è seguita da una diminuzione dell'incidenza e quindi da una fase di accelerazione fino ad una velocità sufficiente per riaffrontare il combattimento nel regime di volo canonico (E).

Il tempo totale utilizzato da un aeroplano per completare questo ciclo è un buon indice globale dell'agilità. I compiti durante il ciclo che devono essere portati a termine avranno una sequenza del tipo: decisione, tempi di calcolo necessari all'avionica, manovra dell'aereo, lancio del missile, volo del missile, end-game del combattimento; se quelli elencati fino ad ora saranno stati portati a termine con successo avremo poi : manovre evasive contro eventuali missili lanciati da nemico e recupero del livello energetico iniziale. L'obiettivo del progettista in tutto questo è quello di ridurre al minimo le tempistiche in modo che il caccia possa ripetere il

maggior numero di volte possibile questo ciclo fissato un intervallo di tempo. La sequenza delle manovre provvede una base su quale saranno le possibili manovre di principale rilevanza nel combattimento fra le quali avremo rollio, virate orizzontali, volo a fattore di carico nullo e accelerazione per il ricovero. Analizzando quindi i singoli segmenti l'ingegnere sarà in grado di intervenire sui fattori che provocano il maggiore spreco di tempo.

A questo punto quindi le varie componenti del vettore agilità come pure le metriche più tradizionali produrranno una relazione diretta con gli elementi chiave del progetto per migliorare le prestazioni come il massimo coefficiente di portanza od il massimo rapporto spinta/peso. Un tipico esempio di analisi potrebbe essere quello riportato nella figura sottostante

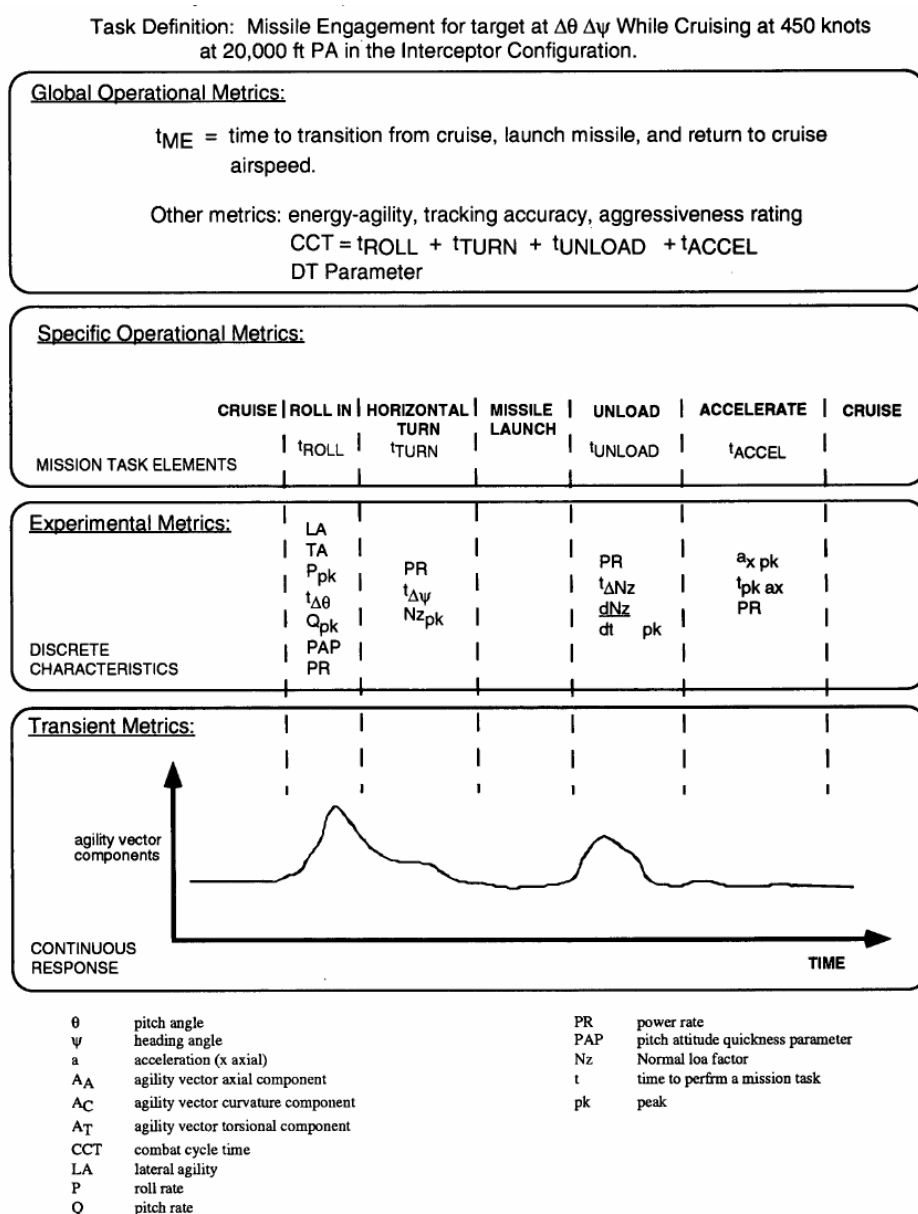


Figura - Esempio di variazione di alcuni principali parametri in un tipico ingaggio aereo

A questo punto noti quali sono i principali parametri che influenzano l'agilità di un caccia è possibile passare alla fase di progetto vera e propria. Questa parte incomincia

con il capire i requisiti del veicolo o più precisamente dei ruoli che dovrà andare a ricoprire

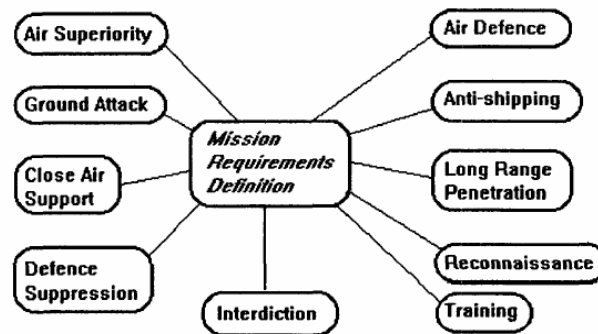


Figura - Definizione dei requisiti della missione

Il procedimento per disegnare una cellula che sia agile incomincia col determinare l'equilibrio ottimale fra le varie specifiche di progetto domandate da

- ✓ Prestazioni della missione
- ✓ Crociera e manovra supersonica
- ✓ Manovrabilità transonica
- ✓ Caratteristiche di volo a bassa velocità
- ✓ Traccia radar e infrarossa
- ✓ Caratteristiche strutturali
- ✓ Complessità del sistema di controllo del volo
- ✓ Trasporto degli armamenti
- ✓ Aeronavigabilità e sicurezza del volo
- ✓ Avionica
- ✓ Costi

Storicamente l'agilità è stata una conseguenza del processo di design piuttosto che un obiettivo specifico. Gli aspetti che devono essere considerati possono essere raggruppati nei seguenti sotto-insiemi

- ✓ Layout della configurazione, il quale implica le prestazioni e la manovrabilità
- ✓ Progetto strutturale, il quale definisce il limite superiore di manovrabilità ovvero il fattore di carico massimo e minimo
- ✓ Stabilità, controllo, controllabilità, progetto del sistema di controllo di volo, i quali implicano i criteri di progetto della qualità del volo, dei criteri di stabilità, dei criteri di risposta e della velocità della risposta
- ✓ Integrazione dell'impianto propulsivo, il quale correlato alle prestazioni può dettare il limite di manovra sostenuto

Le caratteristiche delle specifiche della missione che definiscono forma e dimensioni dell'aereo sono

FORMA

- ✓ Quanto veloce?
- ✓ A che altitudine?
- ✓ Quanto manovrabile?
- ✓ Da quale aeroporti deve operare?

DIMENSIONI

- ✓ Quale carico pagante?
- ✓ Quanto lontano?

La massima portanza sviluppabile è legata alla forma in pianta dell'ala. Questo comanda le prestazioni in virata, a meno che non siano considerate tecnologie per il regime post-stallo a basse velocità. T/W e W/S dominano invece le capacità di virata sostenuta. Solitamente alti livelli di agilità sono favoriti da bassi valori del carico in apertura.

Il progetto delle superfici di controllo longitudinali è governato invece da tre aspetti fondamentali : stabilizzazione dell'aereo, trim, provvedere un'adeguata potenza per soddisfare i requisiti di manovra, capacità di recupero da situazioni di volo ad elevate incidenze. Un elemento chiave di questa fase progettuale è il livello massimo di stabilità longitudinale che può essere tollerato, fattore dettato da considerazioni dal punto di vista delle prestazioni sia dal punto di vista delle capacità del sistema di “fly-by-wire”.

Solitamente sono le caratteristiche di controllo e di stabilità accoppiante al progetto del sistema di controllo del volo che hanno il peso maggiore nello stabilire se una aereo sia agile o no. Questo si focalizza nella controllabilità, nella velocità della risposta e nell'accuratezza di questa. Le figure sottostanti ne danno un esempio

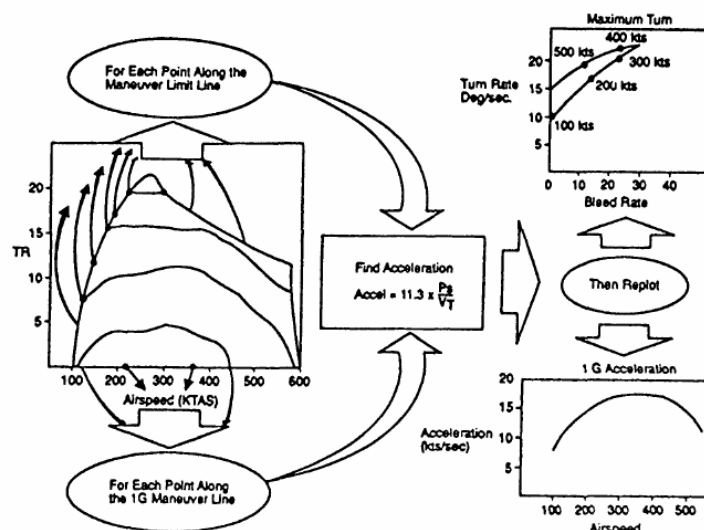


Figura - “Flow chart” di lavoro

I criteri di controllabilità correntemente provvedono la maggior parte dei dati necessari per il design del controllore di volo e della meccanica del volo. Tuttavia devono essere presi come condizione necessaria ma non sufficiente.

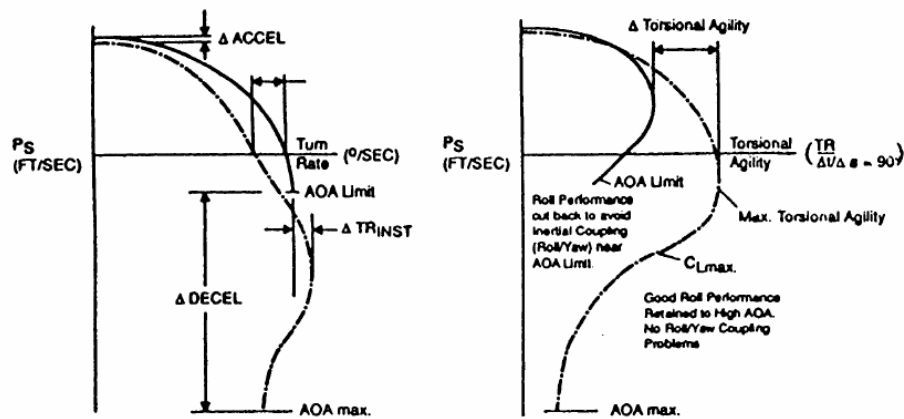


Figura - Andamento dell'eccesso spinta peso in funzione del rateo di virata e dell'agilità torsionale

I criteri di stabilità e controllo usati nel processo di progetto della configurazione solitamente partono dai requisiti di pilotabilità. Questi possono avere effetto direttamente sulle prestazioni per esempio possono determinare i livelli di instabilità con cui il sistema di controllo deve aver a che fare.

L'agilità della cellula risiede nell'abilità di eseguire manovre di grandi dimensioni con precisione. Frequentemente questo può comprendere anche l'utilizzo del campo di non linearità aerodinamica, specialmente se entrano in gioco le alte incidenze. Si identificano tre aspetti basici fondamentali per i requisiti del margine di controllo

- ✓ I compiti di sicurezza devono essere portati a termine da controllori ad alta affidabilità, inoltre i compiti devono essere effettuati tramite una gerarchia che in cima abbia i requisiti di stabilizzazione. Le restanti capacità del sistema possono essere utilizzate per ampliare l'agilità della cellula
- ✓ La saturazione degli attuatori, nonché del loro rateo deve essere evitata. Questo è accompagnato da ampi aumenti nel ritardo di fase che possono ridurre i margini di stabilità, o anche far diventare instabile il veicolo
- ✓ Limitazioni del momento di cerniera o di altri carichi devono essere considerati

Uno dei metodi per tenere sotto controllo questi parametri è quello dell'analisi delle derivate aerodinamiche nel luogo delle radici. In questo caso la migrazione delle radici delle equazioni caratteristiche della dinamica è tenuta sotto controllo al variare dell'angolo di attacco.

Uno dei passi successivi sarà poi l'integrazione dell'impianto propulsivo che dovrà prendere in esame i seguenti aspetti fondamentali

- ✓ Compatibilità del motore con la presa d'aria ed il condotto di alloggiamento
- ✓ Potenza del motore in tutte le fasi di volo
- ✓ Risposta del motore ai transitori
- ✓ Spinta vettoriale

Soprattutto l'ultimo punto può avere dei riscontri fondamentali sull'agilità della cellula in quanto solitamente le prestazioni del motore influenzano pesantemente le condizioni statiche della virata quando si raggiunge l'equilibrio fra tutte le forze in gioco.

In conclusione può quindi essere affermato che oltre ai classici parametri quali l'eccesso di spinta peso specifico, ratei di virata istantanei e sostenuti per la progettazione di una cellula agile risulterà fondamentale anche un'accurata progettazione delle qualità di pilotabilità e di manovrabilità "*carefree*".

Di seguito andremo ad analizzare ogni punto della piramide, mettendo in evidenza i parametri principali che possono influenzare il progetto di un aeromobile dal punto di vista dell'agilità in generale e quindi delle prestazioni per il combattimento aereo.

1.1 – PARAMETRI BASE DI PROGETTO

Le moderne dottrine di combattimento aereo sia del blocco occidentale che di quello orientale riconoscono 2 diverse categorie :

- ✓ Combattimento fra aerei simili
- ✓ Combattimento fra aerei dissimili

Essenzialmente due aerei si definiscono “*dissimili*” qualora le loro prestazioni differiscano di almeno il 10%. Si può facilmente concludere quindi che un combattimento fra aerei di simili prestazioni risulta pressoché del tutto influenzato dalle capacità del pilota ed è quindi pesantemente influenzato più che da parametri ingegneristici, da parametri umani.

Viceversa quando due aerei diversi si vedono messi uno contro l'altro le prestazioni di ogni singolo modello sono in grado di influenzare moltissimo l'esito dello scontro. Le prestazioni di maggiore interesse, riferite in questo caso al vettore velocità sono :

- ✓ *PRESTAZIONI DI AGILITA'* (Virata sia istantanea che sostenuta, rateo di cabrata)
- ✓ *PRESTAZIONI DI POTENZA* (Salita, accelerazione, velocità)

Certamente inoltre altri fattori come rateo di rollio, rateo di imbardata, rapidità di risposta ai comandi, etc... hanno il loro peso nell'esito di un combattimento aereo ed anche essi saranno analizzati.

Quindi prima di passare alla pura analisi aerodinamica risulta necessario definire quali sono i principali parametri da cui dipendono le manovre dei caccia.

Come prima specificato i fattori di maggiore importanza nell'analisi delle prestazioni di un caccia (a cui fanno quindi capo i requisiti di progetto di un aereo militare) sono le prestazioni in virata, in salita, in accelerazione ed infine in velocità.

Nel seguente capitolo ogni singola prestazione sarà trattata a parte e verranno identificati i parametri che hanno la maggiore influenza anche con l'ausilio di dottrine di combattimento aereo moderne, con particolare attenzione ai requisiti aerodinamici. Volendo questa essere una trattazione sui caccia di ultima generazione saranno trattati solo aerei di elevate prestazioni quindi con elevati valori di spinta dei motori e capacità supersoniche.

1.1.1 – *PRESTAZIONI DI AGILITA'*

Per prima cosa è bene stabilire le linee guida nell'analisi delle prestazioni in virata di un caccia. Innanzitutto infatti dal punto di vista del sistema propulsivo dobbiamo considerare la spinta disponibile; per una prescritta posizione della manetta, ovvero dell' *EPR*, la spinta prodotta dipende sia dall'altitudine che dal numero di Mach. Successivamente passando alle caratteristiche aerodinamiche la polare del veicolo ed in particolare il $C_{L\max}$ dipendono fortemente dal numero di Mach. Infine il rapporto spinta-peso è elevato e il picco delle prestazioni è molto influenzato da restrizioni di carattere sia aerodinamico che strutturale.

Per prima cosa andiamo ad esaminare le equazioni pertinenti per una virata corretta nel piano orizzontale in modo da ricavare un'analisi delle prestazioni. Le equazioni di equilibrio lungo l'asse x e l'asse z sono

$$L = n_z W$$

$$T = D$$

in termini di fattore di carico n e velocità V il rateo di virata risulta essere

$$\dot{\psi} = \frac{g\sqrt{n^2 - 1}}{V}$$

Se in questa equazione utilizziamo la velocità ottenuta dall'equazione della portanza otteniamo una forma alternativa

$$\dot{\psi} = g\sqrt{\frac{\rho S}{2W}}\sqrt{C_L}\sqrt{n - \frac{1}{n}}$$

Analogamente abbiamo per il raggio di virata

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}}$$

Nella sua forma alternativa diventa

$$R = \frac{2W}{g\rho S C_L} \frac{n}{\sqrt{n^2 - 1}}$$

In generale la polare del veicolo sarà una funzione del numero di Mach. Se in prima approssimazione utilizziamo una forma parabolica allora avremo

$$C_D = C_{D0}(M) + K(M)C_L^2$$

Se sono disponibili un numero sufficiente di dati aerodinamici queste funzioni possono essere sempre modellate da accurate rappresentazioni polinomiali.

Assumiamo inoltre che il massimo coefficiente di portanza è anch'esso una funzione nota nel numero di Mach.

Per la stima del picco delle prestazioni consideriamo la massima spinta prodotta

$$T_{\max} = T_{\max}(z, M)$$

Si assume che sia una funzione nota nel numero di Mach e nell'altitudine. Dai dati del motore può essere adeguatamente rappresentata come

$$T_{\max} = T_0(M) \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^x$$

dove x è un esponente costante prossimo all'unità e $T_0(M)$ è un polinomio semplice in M che esprime la massima spinta al livello del mare. Infine imponiamo un limite psicologico - strutturale n_s per il fattore di carico, limite solitamente variabile fra 7 e 9.

1.1.1 – 1 LIMITE DI MANOVRA

Per prima cosa andiamo a considerare il limite imposto dalle caratteristiche aerodinamiche, indipendente dal sistema propulsivo. Riscriviamo l'equazione della portanza in termini del numero di Mach usando le seguenti relazioni

$$M = \frac{V}{a} \quad a^2 = \frac{\kappa p}{\rho}$$

dove a è la velocità del suono ρ la densità dell'aria p la pressione e κ il rapporto dei calori specifici che per l'aria equivale a 1.4. Quindi abbiamo

$$n\omega = M^2 C_L$$

dove ω è il carico alare adimensionalizzato

$$\omega = \frac{2W}{\kappa p S}$$

In quanto andremo a svolgere un'analisi a peso costante ω risulterà costante ad una prescelta altitudine di volo, quindi possiamo utilizzare ω per denotare il livello di volo. In accordo con l'equazione della portanza nella sua nuova forma, per ogni angolo di banco, che in virata equivale ad uno specifico fattore di carico, possiamo scegliere un numero di Mach arbitrario per virare e quindi in corrispondenza aggiustare il valore del coefficiente di portanza. Per una virata corretta la spinta deve essere sufficiente a contrastare il grande valore della resistenza dovuto all'aumento della resistenza indotta. Inoltre il C_L dovrà ovviamente essere minore del $C_{L \max}$.

Quindi andiamo a definire il limite di manovra come il confine superiore del grafico di $n\omega$ in funzione di M utilizzando la relazione

$$n\omega = M^2 C_{L \max}(M)$$

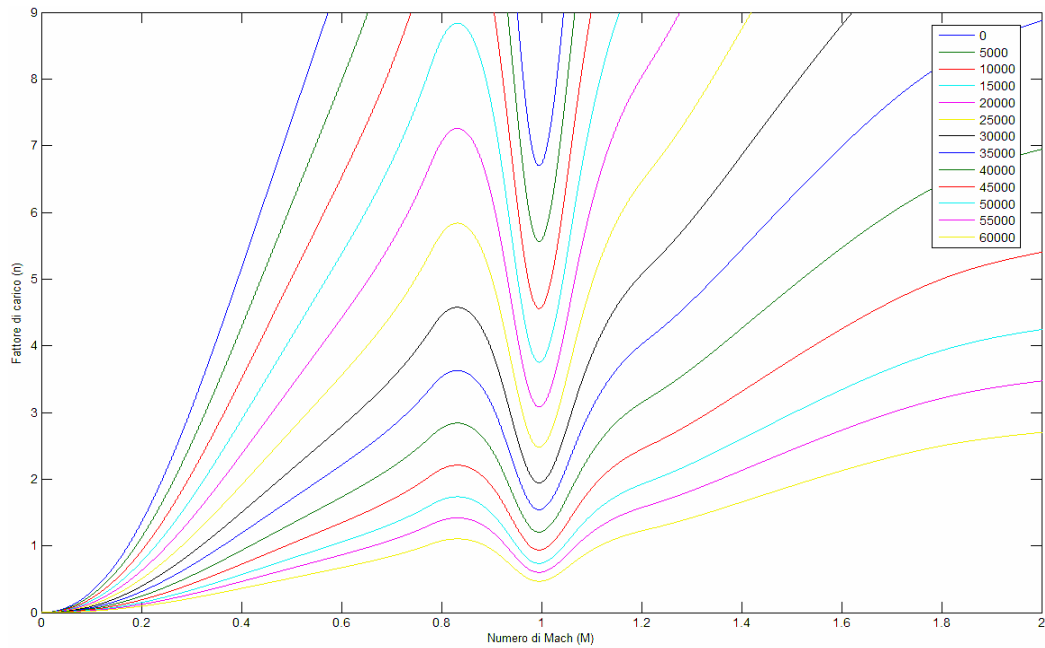


Figura - Dominio di volo di un tipico caccia supersonico ($W/S = 300 \text{ Kg/m}^2$, altitudine in piedi)

Questo grafico dipende unicamente dalla funzione $C_{L\max}(M)$.

Ad ogni livello di volo attraverso la pressione ambiente otteniamo il valore di ω . Selezionando un fattore di carico n la linea corrispondente interseca l'involuppo di volo in due punti nel dominio subsonico. Con una spinta sufficiente, la virata ad un'altitudine prescritta, con un fattore di carico scelto a priori può essere fatta selezionando uno dei qualsiasi valori del numero di Mach che si trovano sottostanti alla linea del dominio di volo. Avvicinandoci al confine avremo che il nostro caccia andrà incontro ad uno stallo a bassa velocità ma come è possibile vedere dal grafico anche alle alte velocità, a causa degli effetti di comprimibilità.

Nel caso in cui il valore di n_{\max} aerodinamico superi il massimo valore del fattore di carico n_s imposto da limiti fisiologici e strutturali, il dominio di volo risulta limitato superiormente da questo nuovo valore del massimo fattore di carico.

A bassi valori del numero di Mach il dominio di volo è limitato dal valore limite del coefficiente di portanza, mentre ad alti valori del numero di Mach è limitato dalle restrizioni strutturali.

Il valore del numero di Mach nel punto di intersezione dell'involuppo di volo e del limite fisiologico/strutturale viene definito numero di Mach d'angolo (M_c) o anche velocità d'angolo e si ottiene dalla risoluzione dell'equazione

$$M^2 C_{L\max}(M) = \frac{2W}{\kappa \rho S} n_s$$

Da un'analisi dell'involuppo di volo è possibile vedere che il numero di Mach d'angolo aumenta all'aumentare dell'altitudine. Inoltre il massimo fattore di carico aerodinamico n_{\max} diminuisce con lo stesso andamento all'aumentare dell'altitudine.

Quindi esisterà un livello di volo oltre il quale $n_s > n_{\max}$ e quindi il limite fisiologico/strutturale non entrerà più in gioco in quanto l'aereo raggiungerà il suo

limite aerodinamico prima. Da queste considerazioni andremo quindi a distinguere fra virate di bassa e alta quota.

1.1.1 – 2 LIMITE PROPULSIVO

Per una virata corretta nel piano orizzontale le equazioni della portanza e della spinta devono essere continuamente soddisfatte. Adesso andremo in particolare ad analizzare la seconda di queste equazioni che specifica le richieste di spinta in una virata. le Abbiamo quindi

$$\frac{2W}{\kappa p S} n = C_L M^2$$

$$\frac{2T}{\kappa p S} = C_D M^2$$

Andremo inoltre ad assumere un andamento parabolico della polare del velivolo.

Durante una virata una volta selezionato l'angolo di banco abbiamo un aumento di fattore di carico, quindi, per mantenere lo stesso numero di Mach, il coefficiente di portanza e quindi l'angolo di attacco devono essere aumentati. Tuttavia ciò comporta un aumento della resistenza e quindi della spinta richiesta.

Una virata può essere effettuata ad alte velocità e quindi a basse incidenze o a basse velocità e quindi ad alte incidenze e ciò comporta una necessaria distinzione fra i due casi.

Per primo andiamo ad analizzare il caso in cui incominciamo una virata in condizioni di alte velocità e quindi di basso valore del coefficiente di portanza, assumendo per il volo livellato il valore $C_L = C_{L_1}$. Per una virata con un fattore di carico maggiore di 1 il nuovo valore del coefficiente di portanza sarà $C_L = n C_{L_1}$ qualora decidiamo di mantenere la stessa velocità, ciò quindi implicherà un aumento della spinta. Per una tipica e realistica polare l'andamento di $\frac{\partial C_D}{\partial C_L}$ è piccolo alle basse incidenze.

Come conseguenza quindi avremo un piccolo aumento in resistenza e quindi il relativo aumento di spinta necessaria sarà piccolo. D'altra parte se eseguiamo una virata a basse velocità o in generale ad elevate incidenze avremo grandi aumenti di resistenza seppur in presenza di piccoli aumenti de coefficiente di portanza.

Dividendo l'equazione della spinta con quella della portanza otteniamo la relazione che lega la spinta necessaria con il fattore di carico

$$T_{nr} = nW \frac{C_D}{C_L}$$

Sempre utilizzando una polare parabolica ed esprimendola in termini di carico alare adimensionalizzato otteniamo l'equazione del rapporto spinta peso necessario per una virata

$$\frac{T_{nr}}{W} = C_{D0} \frac{M^2}{\omega} + n^2 \frac{K\omega}{M^2}$$

Da una analisi del grafico $T/W(M)$ è possibile osservare che vi sono due punti in cui la curva della spinta richiesta interseca quella della spinta disponibile, abbiamo quindi due valori del numero di Mach a cui è possibile effettuare una virata corretta stazionaria, di cui quello inferiore risulterà essere un punto di equilibrio instabile mentre quello superiore risulterà essere un punto di equilibrio stabile. Da un punto di viste delle prestazioni è importante conoscere il massimo valore del fattore di carico n_T dovuto ai limiti di spinta massima. Sostituendo nell'equazione della spinta disponibile otteniamo l'espressione

$$n_T = \frac{T_{\max}}{W} \left(\frac{C_L}{C_D} \right)_{\max}$$

Possiamo quindi dedurre che

$$n_T = \frac{T_{\max}}{T_{\min}}$$

Il massimo valore n_T è il limite dovuto alle caratteristiche del motore ed è conosciuto con il nome di “*margin di manovra*”.

Una ulteriore analisi ci permette di stabilire anche il minimo della spinta necessaria ed i parametri dai quali dipende. Risolvendo l'equazione $\partial T_{nr} / \partial M = 0$ otteniamo

$$\left(\frac{T_{nr}}{W} \right)_{\min} = \frac{n \left(2 + \frac{M}{C_{L_{E \max}}} \frac{\partial C_{L_{E \max}}}{\partial M} \right)}{E_{\max} \sqrt{\left(2 + \frac{M}{C_{D0}} \frac{\partial C_{D0}}{\partial M} \right) \left(2 - \frac{M}{K} \frac{\partial K}{\partial M} \right)}}$$

Ad una prima analisi tralasciando gli effetti di comprimibilità è possibile osservare che il valore della spinta minima necessaria è inversamente proporzionale al valore dell'efficienza massima; quindi nelle prestazioni di un caccia una maggiore efficienza comporta una minore richiesta nei confronti dell'impianto propulsivo ovvero maggiori capacità di virata ed un inviluppo di manovra più ampio.

1.1.1 – 3 VIRATA OTTIMALE - (INSTANTANEOUS TURN RATE)

Dalle analisi svolte nei precedenti paragrafi è emerso che in una virata effettuata nel piano orizzontale, esistono tre diversi limiti del fattore di carico imposti da differenti cause. Per primo troviamo il *limite di manovra* dovuto alle caratteristiche aerodinamiche del velivolo. Per ogni valore di ω il limite di manovra è rappresentato dal grafico di $n(M)$. Successivamente troviamo il *margin di manovra* dovuto alle prestazioni del sistema propulsivo. Infine troviamo il *limite fisiologico/strutturale*. Il volo in virata nel piano orizzontale sia per condizioni stazionarie che non deve avvenire necessariamente entro questi limiti. In questa sezione andremo a valutare il picco delle prestazioni in virata assumendo soltanto limitazioni di natura aerodinamica e strutturale; questo implicherà che l'impianto propulsivo sarà sempre in grado di venire incontro alle richieste di spinta necessarie a controbilanciare l'aumento di resistenza.

RATEO DI VIRATA

Il rateo di virata è dato per ogni coppia di valori (n, V) o analogamente (n, M) abbiamo uno specifico rateo di virata assunto che le richieste di fattore di carico, coefficiente di portanza, spinta disponibile siano soddisfatte. Dall'analisi delle equazioni è evidente come bassi valori del carico alare comportino alti ratei di virata. Inoltre la virata risulta essere più veloce, oltre che a quote basse dove la densità dell'aria è più alta, anche ad alti valori di coefficiente di portanza massimo il quale quindi implica alte prestazioni aerodinamiche e/o range di incidenza utili elevati (cioè capacità di volo ad alti angoli di attacco $\alpha > 30^\circ$).

Per prima cosa andiamo ad esaminare la virata a bassa quota dove risulta essere predominante il limite strutturale. Il dominio di volo è rappresentato nella seguente figura

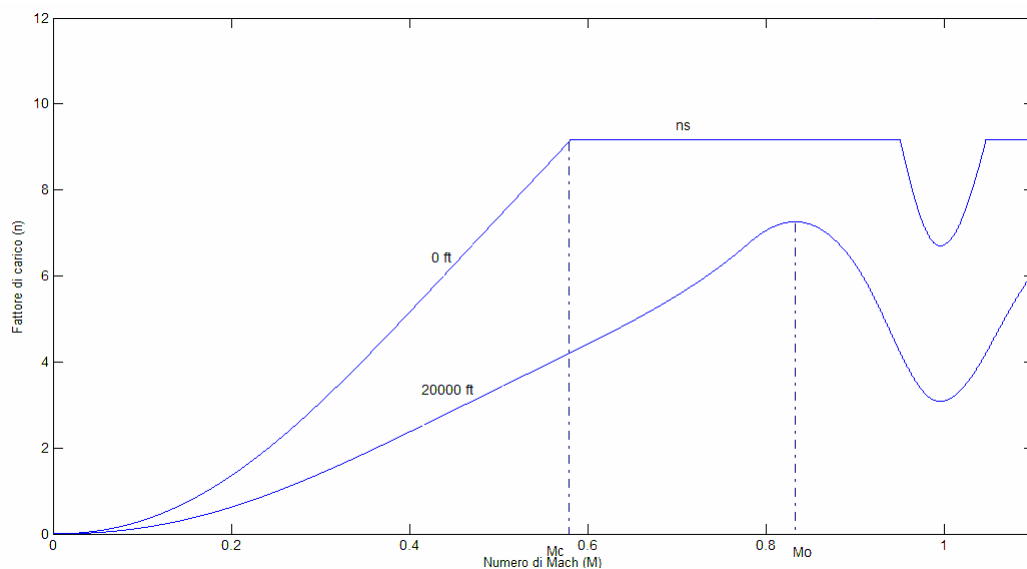


Figura - Dominio di volo per virata corretta nel piano orizzontale ($W/S = 300 \text{ Kg/m}^2$)

Ad ogni numero di Mach, abbastanza basso, per primo dobbiamo utilizzare $C_L = C_{L_{\max}}$. Sempre nel campo dei bassi valori del numero di Mach il valore del massimo coefficiente di portanza è pressoché costante il rateo di virata aumenta con il fattore di carico e dobbiamo quindi utilizzare il valore $n = n_s$ al valore del Mach d'angolo M_C . Andiamo quindi a scrivere

$$\dot{\psi} = \frac{g\sqrt{n_s^2 - 1}}{aM}$$

In quanto n_s è una costante il massimo rateo di virata è ottenuto con il minimo numero di Mach e quindi di conseguenza troviamo che per una virata ottimale abbiamo $M = M_C$.

Per la virata ad alta quota facciamo sempre riferimento alla figura precedente tuttavia adesso il limite di manovra è basso e quindi il limite strutturale non risulta più essere in forza in quanto adesso abbiamo $n_s > n_{\max}$. Ancora una volta dobbiamo utilizzare

$C_L = C_{L\max}(M)$ e il punto ottimale è sul limite di manovra come dato dall'equazione seguente

$$n = \frac{1}{\omega} M^2 C_{L\max}(M) = f(M)$$

Se sono disponibili sufficienti dati aerodinamici possiamo sempre modellare la funzione $C_{L\max}(M)$ come un polinomio in M e quindi assumere che $f(M)$ è una funzione nota in M . Una proprietà della funzione $C_{L\max}(M)$ è che decresce all'aumentare del numero di Mach. Andiamo quindi a considerare l'equazione per il rateo di virata nella seguente forma

$$\frac{g}{a\psi} = \frac{M}{\sqrt{f^2(M)-1}} = F_1(M)$$

Questa è una funzione in M , e il rateo di virata è massimizzato da un valore $M = M_{opt}$ che minimizza la funzione $F_1(M)$. Questo numero di Mach ottimale può essere determinato solo con un'appropriata modellazione della funzione $f(M)$. Tuttavia qualitativamente può essere stabilito che $M_{opt} < M_0$, dove M_0 è il numero di Mach che massimizza la funzione $f(M)$. Questo è dovuto al fatto che per valori di $M > M_0$, la funzione $f(M)$ decresce al crescere del numero di Mach e quindi la funzione $F_1(M)$ aumenta con il numero di Mach. Quindi il minimo di $F_1(M)$ deve per forza trovarsi prima di M_0 da qui la conclusione che $n_{opt} < n_{\max}$. Come nota finale è utile osservare che qualora valga il limite strutturale se $M_{opt} < M_C$ il massimo rateo di virata si otterrà imponendo $M = M_{opt}$ invece di $M = M_C$.

Come si può dunque vedere il rateo di virata istantaneo aumenta aumentando il $C_{L\max}$, il fattore di carico massimo, la densità dell'aria, e diminuendo il carico alare. Quello che tuttavia dobbiamo notare è che queste grandezze sono sotto radice quindi anche a fronte di un aumento del 100 % della grandezza in se per stessa il rateo di virata aumenterebbe solo del 10 % . Per questo si preferisce intervenire sul carico alare in primis in quanto è un parametro quantitativamente più modificabile. Successivamente l'utilizzo di ipersostentatori di bordo di entrata e il rinforzo della struttura per aumentare il fattore di carico massimo può essere preso in considerazione.

RAGGIO DI VIRATA

Per il raggio di virata abbiamo un'analisi simile. Per ogni coppia di (n, V) o analogamente (n, M) , abbiamo uno specifico raggio di virata supposto che le limitazioni sul fattore di carico, sul coefficiente di portanza, e sulla spinta disponibili sono soddisfatti. Qualora la velocità sia espressa in termini di fattore di carico e coefficiente di portanza si avrebbe la forma alternativa. Da questa equazione è evidente come un basso carico alare e un'alta densità dell'aria diano un piccolo raggio di virata.

Per prima cosa nell'ottica di ottenere il minimo raggio di virata dobbiamo utilizzare $C_L = C_{L\max}$. A bassi numeri di Mach dove il coefficiente di portanza è pressoché

costante il raggio di virata diminuisce all'aumentare del fattore di carico. Questo ci porterà ad utilizzare il valore $n = n_s$ qualora sia in forza il limite strutturale, ovvero alle basse altitudini. Ancora una volta il Mach di virata in cui otteniamo il massimo delle prestazioni è il Mach d'angolo, oltre questo valore otteniamo la relazione

$$R = \frac{a^2 M^2}{g \sqrt{n_s^2 - 1}}$$

Con n_s costante il raggio di virata aumenta con l'aumentare del numero di Mach. Quindi il minimo raggio di virata avviene alla condizione $n = n_s$, $M = M_c$.

Per le virate ad alta quota, ove il non è più in vigore il limite strutturale ed invece subentra il limite di manovra riscriviamo l'equazione di virata nel seguente modo

$$\frac{Rg}{a^2} = \frac{M^2}{\sqrt{f^2(M) - 1}} = F_2(M)$$

Il raggio di virata sarà reso minimo da quel valore del numero di Mach che minimizzerà la funzione $F_2(M)$. Come nel caso del massimo rateo di virata possiamo vedere come $M_{opt} < M_0$. Inoltre qualora sia in vigore il limite strutturale se $M_{opt} < M_c$ allora il valore $M = M_c$ dovrà essere utilizzato per ottenere il minimo raggio di virata.

Senza esplicitare la funzione $f(M)$ possiamo trovare la posizione relativa dei due numeri di Mach ottimali per il rateo ed il raggio di virata. Dalla definizione delle funzioni $F_1(M)$ e $F_2(M)$ otteniamo che

$$F_2(M) = M F_1(M)$$

Derivando entrambi i membri di questa uguaglianza rispetto ad M otteniamo

$$\frac{dF_2}{dM} = F_1 + M \frac{dF_1}{dM}$$

Quando il raggio di virata è minimo, $\frac{\partial F_2}{\partial M} = 0$, e abbiamo $\frac{\partial F_1}{\partial M} = \frac{F_1}{M} < 0$.

Quindi la funzione $F_1(M)$, proporzionale al rateo di virata sta ancora diminuendo. Concludiamo perciò che il numero di Mach ottimale per il rateo di virata è maggiore del numero di Mach ottimale per il raggio di virata. Di conseguenza il fattore di carico per una virata più veloce è più alto.

In questo caso la dipendenza dalle grandezze è diretta e ci offre una maggiore libertà di manovra sui parametri di progetto anche se, presa in esame la dipendenza dal fattore di carico si nota facilmente come questa tenda ad annullare quasi del tutto il suo effetto benefico oltre valori di 3 – 4 quindi per il raggio di virata risulta più conveniente agire su carico alare e coefficiente di portanza massimo.

1.1.1 – 4 VIRATA STAZIONARIA A SPINTA FISSATA – (SUSTAINED TURN RATE)

Il minimo raggio di virata ed il massimo rateo di virata discussi nelle precedenti sezioni sono vincolati alla condizione che la spinta prodotta dal motore possa fornire il richiesto fattore di carico in modo da sostenere la virata alla velocità ottimale.

Adesso andremo a discutere la condizione di ottimo per una virata stazionaria di un caccia per un settaggio costante della spinta, previsto che l'entità della spinta sia indipendente dal numero di Mach.

Per prima cosa andremo a scrivere

$$n = \tau \frac{C_L}{C_D}$$

dove τ è il rapporto spinta-peso

$$\tau = \frac{T}{W}$$

Sostituendo nell'equazione per il raggio di virata avremo

$$R = \frac{2W\tau}{g\rho S} \frac{1}{\sqrt{\tau^2 C_L^2 - C_D^2}}$$

Per un determinato settaggio della spinta e per una prefissata altitudine il raggio di virata è minimo qualora sia massimizzata la funzione

$$F = \tau^2 C_L^2 - C_D^2$$

dove τ è costante ed i coefficienti aerodinamici sono funzioni dell'angolo di incidenza.

In primis andremo ad effettuare un'analisi qualitativa; la polare sarà supposta realistica ma arbitraria.

andremo quindi ad imporre $\frac{\partial F}{\partial C_L} = 0$ ottenendo

$$2\tau^2 C_L dC_L - 2C_D dC_D = 0$$

La condizione di ottimo sarà

$$\frac{dC_D}{dC_L} = \tau^2 \frac{C_L}{C_D}$$

Definendo gli angoli δ e θ come nella figura sottostante abbiamo

$$\tan \delta = \frac{\partial C_D}{\partial C_L} \quad \tan \theta = \frac{C_L}{C_D}$$

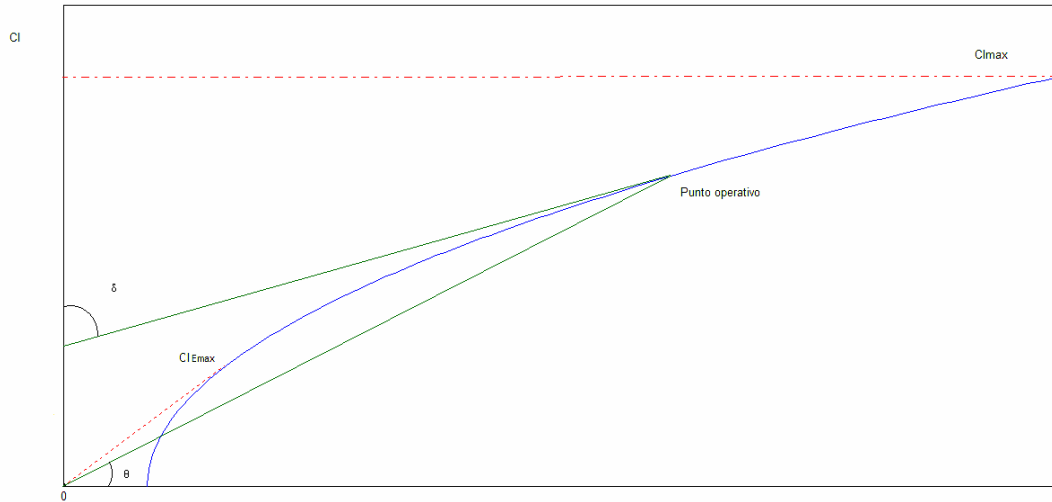


Figura - Discussione grafica del punto operativo per il minimo raggio di virata

Notiamo che $\tan \delta$ è il valore della pendenza della curva $C_L - C_D$ al punto operativo mentre il valore di $\tan \theta$ si ricava dal rapporto del valore di C_L e di C_D sempre al punto operativo, ovvero l'efficienza del veicolo. Otteniamo quindi

$$\tan \delta = \tau^2 \tan \theta$$

Da qui è facile vedere come il fattore di carico raggiunge un valore infinito qualora si ponga $C_L = C_{L \max}$, mentre toccherà il minimo ovvero il valore unitario qualora si ponga $C_L = C_{L_{E \max}}$. Quindi possiamo affermare che il punto operativo che implica il raggio minimo di virata si trova fra questi due estremi. Analiticamente imponendo una polare parabolica la condizione di ottimo porterà al risultato

$$C_D = \frac{\tau^2}{2K}$$

Sostituendo otterremo

$$R_{\min} = \frac{2W}{g\rho S C_{L_{E \max}}} \frac{1}{\sqrt{E_{\max}^2 \tau^2 - 1}}$$

Da qui è possibile osservare come basso carico alare, alto rapporto spinta-peso, e alto valore di efficienza massima combinati con basse quote diano piccoli raggi di virata. Di seguito possiamo osservare come che per un prescritto valore del rapporto spinta-peso il massimo fattore di carico si ottiene utilizzando il massimo valore dell'efficienza

$$n_{\max} = \tau E_{\max}$$

Infine andiamo a considerare il massimo rateo di virata per un prescritto settaggio della spinta

$$\dot{\psi} = g \sqrt{\frac{\rho S}{2W\tau}} \sqrt{\frac{\tau^2 C_L^2 - C_D^2}{C_D}}$$

Per un prescritto rapporto spinta-peso il rateo di virata è massimizzato massimizzando la funzione

$$G = \frac{\tau^2 C_L^2 - C_D^2}{C_D}$$

La condizione di ottimo quindi sarà

$$2\tau^2 \frac{C_L}{C_D} \frac{dC_L}{dC_D} = 1 + \tau^2 \left(\frac{C_L}{C_D} \right)^2$$

Anche in questo è possibile osservare come il punto operativo ottimale risieda fra $C_{L \max}$ e $C_{L_{E \max}}$. Considerando la sua posizione relativa rispetto al punto di minimo raggio di virata otteniamo la relazione

$$F = GC_D$$

dove sia F e G sono positive. Quindi abbiamo

$$\frac{\partial F}{\partial C_D} = C_D \frac{\partial G}{\partial C_D} + G$$

Al punto di massimo rateo di virata $\frac{\partial G}{\partial C_D} = 0$ e $\frac{\partial F}{\partial C_D} = G > 0$. La funzione F sta ancora diminuendo e non ha ancora raggiunto il suo massimo valore che corrisponde al minimo raggio di virata. Quindi l'incidenza ottimale per il minimo raggio di virata è maggiore rispetto a quella per il massimo rateo di virata. Utilizzando una polare parabolica nella condizione di ottimo abbiamo la soluzione esplicita

$$C_D = \tau \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

quindi il massimo rateo di virata sarà

$$\dot{\psi}_{\max} = g \sqrt{\frac{\rho S}{2WK}} \sqrt{\tau - \frac{1}{E_{\max}}}$$

Ancora una volta è possibile vedere che alte efficienze ed alti rapporti di spinta peso rendono una virata più veloce.

Per riassumere la discussione sui punti operativi ottimali ipotizzando una polare parabolica andiamo ad elencare le seguenti equazioni

- ✓ Virata a massimo angolo di banco $C_D = C_{D_1} = 2C_{D_0}$
- ✓ Virata a massimo rateo $C_D = C_{D_2} = \tau \sqrt{C_{D_0} / K}$
- ✓ Virata a minimo raggio $C_D = C_{D_3} = \tau^2 / 2K$

Concludiamo quindi che per lo stesso valore di spinta disponibile l'incidenza per il minimo raggio di virata è maggiore di quella per il massimo rateo di virata che a sua volta è maggiore di quella per massimo angolo di rollio in virata.

Abbiamo poi determinato che qualora $\tau > \tau_{\min}$ una virata coordinata nel piano orizzontale è sempre possibile.

1.1.1 – 5 VIRATA NON STAZIONARIA

Per i caccia durante un combattimento aereo ai fini della sopravvivenza risulta necessario utilizzare la virata più veloce con il raggio più piccolo al massimo della spinta. Con il coefficiente di portanza vicino al punto dello stallo e con un alto fattore di carico, la massima spinta a quote elevate solitamente non è sufficiente a contrastare l'alta resistenza. Per una virata coordinata, sebbene sia soddisfatta l'equazione della portanza, con $T < D$ l'aeroplano rallenta. Quando la velocità raggiunge il valore tipico dello stallo, la quota o il fattore di carico o entrambi devono diminuire.

Per virate accelerate o decelerate a quota costante utilizziamo l'equazione della portanza con una polare parabolica per scrivere l'equazione della spinta nella sua forma più generale ovvero

$$\frac{\rho S C_{D_0}}{m} dt = - \frac{2V^2 dV}{V^4 - \frac{2T}{\rho S C_{D_0}} + \frac{4Kn^2 W^2}{(\rho S)^2 C_{D_0}}}$$

Se manteniamo costante il fattore di carico n , questa equazione può essere integrata per quadratura sempre che la spinta e le caratteristiche aerodinamiche siano supposte indipendenti dalla velocità. Basandoci sul diagramma (M, n) è quindi possibile andare ad effettuare un'analisi qualitativa del risultato della nostra integrazione

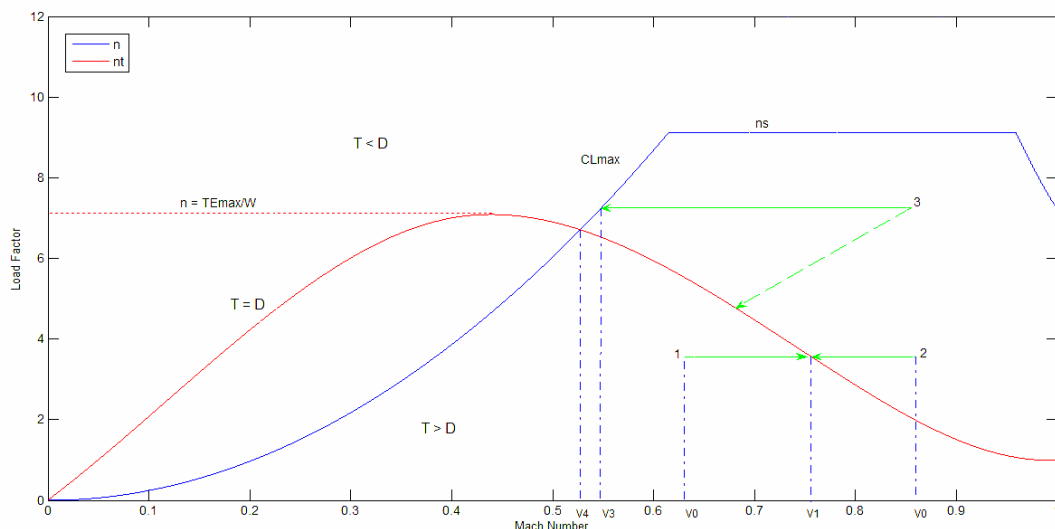


Figura - Virata non stazionaria nel piano orizzontale ($W/S = 300 \text{ Kg/m}^2$, $T/W = 1$, $h = 0 \text{ ft}$)

Come al solito abbiamo l'involuppo di volo e il limite sul fattore di carico indicati come n_s o più semplicemente n . Sullo stesso grafico è stata disegnata anche l'equazione $T = D$, la quale risulta essere

$$V^4 - \frac{2T}{\rho S C_{D0}} V^2 + \frac{4Kn^2W^2}{(\rho S)^2 C_{D0}} = 0$$

Siano V_1 e V_2 le due radici positive di questa equazione

$$V_1 = \frac{1}{\sqrt{\rho S C_{D0}}} \left[T + \sqrt{T^2 - \frac{n^2 W^2}{E_{\max}^2}} \right]^{1/2}$$

$$V_2 = \frac{1}{\sqrt{\rho S C_{D0}}} \left[T - \sqrt{T^2 - \frac{n^2 W^2}{E_{\max}^2}} \right]^{1/2}$$

Per soluzioni reali deve essere verificato che $T \geq nW/E_{\max}$, che è la minima spinta richiesta per una virata con fattore di carico n . Le velocità V_1 e V_2 sono per virate stazionarie alla spinta selezionata, ipotizzata in questo caso come quella massima. La curva $T = D$ divide lo spazio (M, n) in due regioni. La prima è quella in cui si ha $T > D$ e quindi siamo nel dominio della virata in accelerazione. Questo è evidenziato dalla traiettoria 1 che incomincia con la velocità di partenza V_0 minore rispetto alla velocità stabile V_1 per una virata stazionaria. L'aeroplano accelera quindi da V_0 a V_1 mantenendo il fattore di carico costante. Il secondo caso, quello della traiettoria 2, implica l'inizio ad una velocità $V_0 > V_1$ e quindi a $T < D$. L'aeroplano quindi decelererà da V_0 a V_1 sempre a fattore di carico costante.

Per la stessa spinta disponibile qualora sia selezionato per la virata un fattore di carico alto che implichi $n > TE_{\max}/W$ l'equazione non ha soluzioni reali. Non ci sono quindi punti (velocità) stabili e ci troviamo costantemente nella regione $T < D$ come evidenziato dalla traiettoria 3. L'aeroplano decelera dalla velocità iniziale V_0 alla velocità di stallo V_3 , qui non potrà più mantenere il fattore di carico iniziale e quindi per mantenere costante la velocità sarà necessario ridurre il fattore di carico in modo da rientrare nel dominio consentito di volo $T = D$. Qualora si continuasse la virata a $C_L = C_{L_{\max}}$ allora mentre la velocità continua a diminuire in quanto siamo sempre nella regione $T < D$, il fattore di carico, che qui corrisponderà all'angolo di banco, dovrà continuamente essere ridotto in modo da poter soddisfare la condizione $C_L = C_{L_{\max}}$ fino a quando non ritorneremo sulla curva $T = D$; quindi possiamo concludere che anche V_4 è un punto (velocità) di stabilità.

1.1.1 – 6 VIRATA TRIDIMENSIONALE

Quando la virata comporta variazioni di quota, l'analisi diventa più complicata. Al di là di manovre di combattimento solitamente, nelle virate stazionarie, il pilota generalmente mantiene costante la velocità, il settaggio della spinta e l'angolo di

rampa. La nostra analisi sfrutterà questa ipotesi in questa sezione. Le equazioni semplificate quindi sono

$$T = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D + W \sin \gamma$$

$$L \cos \varphi = W \cos \gamma$$

$$\dot{\psi} = \frac{g}{V} \tan \varphi$$

Il fattore di carico adesso dall'equazione della portanza risulterà essere

$$n = \frac{\cos \gamma}{\cos \varphi}$$

Possiamo osservare subito che l'equazione della portanza è la stessa di quella per una virata nel piano orizzontale, solo che in questo caso il fattore di carico è minore a parità di angolo di banco. Quindi la discussione dell'equazione della portanza è la medesima di quella effettuata nel caso più semplice di virata a quota costante. Abbiamo quindi le stesse conclusioni per il limite di manovra e le stesse formule. D'altra parte l'equazione della spinta è aggiuntiva del termine $W \sin \gamma$. Tuttavia quando siamo in presenza di variazioni di quota la discussione dell'equazione della spinta risulta più efficace in termini di potenza. Moltiplicando quindi ambo i membri per la velocità V otteniamo

$$P = TV = \frac{1}{2} \rho S V^3 C_D + WV \sin \gamma$$

In questa nuova forma abbiamo che

$$P_a = TV$$

è la potenza disponibile erogata dalla spinta del motore mentre

$$P_{nr} = \frac{1}{2} \rho S V^3 C_D$$

è la potenza richiesta per virare ad uno specifico fattore di carico, ancora una volta andremo a supporre la polare del veicolo parabolica. Andiamo quindi a definire il rateo di variazione di quota come

$$V_z = \frac{P_a - P_{nr}}{W}$$

e l'angolo di rampa come

$$\sin \gamma = \frac{P_a - P_{nr}}{VW}$$

Volendo fare un esempio se sostituiamo nell'equazione del rateo di salita/discesa la dipendenza da una polare parabolica otteniamo

$$V_z = \frac{1}{W} \left(TV - \frac{1}{2} \rho SC_{D0} V^3 - \frac{2Kn^2 W^2}{\rho S V} \right)$$

Per il massimo rateo di salita andremo ad imporre $\partial V_z / \partial V = 0$, ovvero

$$\frac{3\rho SC_{D0}}{W} V^4 - 2 \frac{T}{W} V^2 - \frac{4Kn^2 W}{\rho S} = 0$$

Il punto di ottimo risulterà quindi essere

$$V_{opt} = \frac{1}{\sqrt{3\rho SC_{D0}}} \left[T + \sqrt{T^2 + \frac{3n^2 W^2}{E_{max}^2}} \right]^{1/2}$$

Per una virata ad angolo di rampa e velocità costanti l'intero movimento si suddivide in un moto circolare nel piano orizzontale a raggio R costante e a velocità $V \cos \gamma$ costante, ed ad un moto di traslazione verticale a velocità $V \sin \gamma$ costante. La traiettoria risultante sarà quindi elicoidale attorno ad un cilindro di raggio R ; questo valore è identificato come il raggio di virata in quanto limita la virata stessa nello spazio fisico. È possibile dimostrare che il raggio di curvatura dell'elica risulta essere

$$r = \frac{R}{\cos^2 \gamma}$$

La proiezione della portanza nel piano orizzontale è sempre $L \sin \varphi$. Esprimendo l'equilibrio con la forza centrifuga sviluppata dal moto circolare otteniamo l'espressione del raggio di virata

$$R = \frac{V^2 \cos \gamma}{g \tan \varphi}$$

In termini di fattore di carico questa equazione diventerà

$$R = \frac{V^2 \cos^2 \gamma}{g \sqrt{n^2 - \cos^2 \gamma}}$$

Utilizzando l'equazione della portanza possiamo ricavare la forma alternativa

$$R = \frac{2m}{\rho SC_L} \frac{n \cos^2 \gamma}{\sqrt{n^2 - \cos^2 \gamma}}$$

In quanto ivi γ è costante la discussione sul minimo raggio di virata in termini di C_L e n può essere portata avanti esattamente come nel caso della virata nel piano orizzontale. Da un confronto è possibile vedere come l'utilizzo di elevati angoli di rampa a parità di fattore di carico comporta minor raggio di virata rispetto al caso orizzontale.

Analogamente per i rateo di virata in termini di fattore di carico e coefficiente di portanza otteniamo

$$\dot{\psi} = g \sqrt{\frac{\rho S}{2W}} \sqrt{C_L} \sqrt{\frac{n}{\cos^2 \gamma} - \frac{1}{n}}$$

Anche qui la discussione risulta analoga al caso di virata nel piano orizzontale data l'invarianza temporale del parametro γ . Osservando questa equazione vediamo che pur esplicitando il rateo di cambiamento della direzione del vettore velocità dell'aereo nel piano orizzontale, questa non fornisce alcuna informazione sul rateo di variazione della direzione del vettore velocità. Se χ è l'angolo compreso fra il vettore velocità V istantaneo e il vettore velocità V_0 iniziale, abbiamo dalla definizione di raggio di curvatura

$$\frac{1}{r} = \frac{d\chi}{ds} = \frac{d\chi}{dt} \frac{dt}{ds} = \frac{\dot{\chi}}{V}$$

E quindi

$$\dot{\chi} = \frac{V}{r} = \frac{V \cos^2 \gamma}{R} = \frac{g}{V} \sqrt{n^2 - \cos^2 \gamma} = \dot{\psi} \cos \gamma$$

Questo porterà all'espressione finale

$$\dot{\chi} = g \sqrt{\frac{\rho S}{2W}} \sqrt{C_L} \sqrt{n - \frac{\cos^2 \gamma}{n}}$$

Da questa equazione è possibile vedere come una virata tridimensionale comparata con una orizzontale comporta che elevati angoli di rampa aumentano significativamente il rateo di virata dell'asse corpo ma non di quello dell'asse vento (ovvero del vettore velocità). Per un aereo militare in combattimento è la variazione dell'asse vento che risulta essere fondamentale.

"THE LUFTWAFFE HIGH COMMAND WERE STUCK ON THE IDEA THAT MANEUVERABILITY IN BANKING WAS PRIMARILY THE DETERMINING FACTOR IN AIR COMBAT. . . . THEY COULD NOT OR SIMPLY WOULD NOT SEE THAT FOR MODERN FIGHTER AIRCRAFT THE TIGHT TURN AS A FORM OF AERIAL COMBAT REPRESENTED THE EXCEPTION"

"L'ALTO COMANDO DELLA LUFTWAFFE ERA FISSATO SULL'IDEA CHE LA MANOVRABILITÀ NEL RATEO DI VIRATA FOSSE IL FATTORE DETERMINANTE NEL COMBATTIMENTO AEREO. . . . NON POTEVANO O PIÙ SEMPLICEMENTE NON VOLEVANO VEDERE CHE PER I MODERNI CACCIA MILITARI LA VIRATA SECCA COME FORMA DI COMBATTIMENTO RAPPRESENTAVA L'ECCEZIONE"

L.T. GENERAL ADOLPH GALLAND

1.1.1 – 7 VIRATA NEL PIANO VERTICALE

La virata nel piano verticale implica l'ipotesi di angolo di banco nullo e angolo di rampa non stazionario otteniamo quindi le equazioni

$$\frac{dz}{dt} = V \sin \gamma$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - mg \sin \gamma$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = L - mg \cos \gamma$$

Introducendo il fattore di carico possiamo riscrivere l'ultima equazione nella seguente forma

$$\dot{\gamma} = \frac{g}{V} (n - \cos \gamma)$$

Andiamo quindi a definire la grandezza “quota energetica” H

$$H = z + \frac{V^2}{2g}$$

In termini non stazionari risulterà quindi essere

$$\dot{H} = \frac{(T - D)V}{W}$$

Per un'analisi migliore andiamo ad esaminare una tipica manovra del piano verticale, l'“Immelmann” o Imperiale. Per questo caso quindi il valore iniziale sarà $\gamma_0 = 0$ e quello finale $\gamma_f = \pi$; inoltre per la manovra più veloce siamo portati a massimizzare

istante per istante il rateo di virata $\dot{\gamma}$.

Abbiamo quindi l'equazione del rateo di virata nel piano verticale

$$\dot{\gamma} = g \sqrt{\frac{\rho S}{2W}} \sqrt{C_L} \left(\sqrt{n} - \frac{\cos \gamma}{\sqrt{n}} \right)$$

Come è possibile vedere questa equazione è simile al caso di virata nel piano orizzontale e quindi lo sarà anche la sua analisi.

Quindi andiamo a distinguere fra la virata a bassa quota ed ad alta quota.

A quote basse il limite fisiologico/strutturale è in vigore, come precedentemente discusso andremo ad imporre $n = n_s$ e $C_L = C_{L_{\max}}$, valore ottenuto a $M = M_c$, il massimo rateo di virata sarà quindi

$$\dot{\gamma}_{\max} = \frac{g}{a} \frac{n_s - \cos \gamma}{M_c}$$

La differenza con il caso orizzontale è che qui $\dot{\gamma}_{\max}$ non è costante; infatti per prima cosa il fattore di carico varia da $n_s - 1$ a $n_s + 1$, inoltre il termine $aM_c = V_c$, che è la velocità d'angolo, aumenta in accordo con la relazione

$$V_c = \sqrt{\frac{2n_s W}{\rho S C_{L\max}(M_c)}}$$

Tuttavia in generale abbiamo un più veloce aumento del numeratore e di conseguenza il rateo di virata tenderà ad aumentare. Inoltre la spinta dovrà essere continuamente modulata in modo da ottenere in ogni istante della manovra il valore di Mach d'angolo.

A quote elevate il limite fisiologico/strutturale non è più in vigore e quindi avremo

$$\dot{\gamma} = \frac{g}{a} \frac{n - \cos \gamma}{M}$$

La massimizzazione di $\dot{\gamma}$ rispetto a M porterà all'espressione

$$F(M) = \frac{M}{C_{L\max}} \frac{dC_{L\max}}{dM} + 1 + \frac{\cos \gamma}{n} = 0$$

D'altra parte il numero di Mach che fornisce il massimo fattore di carico è ricavato dalla relazione

$$\frac{M}{C_{L\max}} \frac{dC_{L\max}}{dM} + 2 = 0$$

In riguardo alla radice $M = M_{opt}$ dell'equazione $F(M) = 0$ si denota che ad un basso numero di Mach in quanto $C_{L\max}$ è praticamente costante e $\cos \gamma / n < 1$, abbiamo $F(M) > 0$. Viceversa a $M = M_0$ abbiamo

$$F(M_0) = -1 + \frac{\cos \gamma}{n} < 0$$

Quindi concludiamo che il numero di Mach ottimale per la virata più veloce è minore del numero di Mach ottimale per il massimo valore del fattore di carico.

1.1.2 - PRESTAZIONI DI POTENZA

Solitamente sotto prestazioni di potenza si vanno a trovare la capacità di accelerare e la capacità di salita sia stazionaria che non, fattori anche questi fondamentali per un caccia da combattimento, anche se tuttavia questi valori sono più importanti per un intercettore, mentre le prestazioni di virata precedentemente analizzate sono di maggiore importanza per un caccia.

1.1.2 – 1 VOLO NON STAZIONARIO

“ACCELERATION IS OF KEY IMPORTANCE AND OFTEN OVERLOOKED”

“L’ACCELERAZIONE È UN PARAMETRO DI IMPORTANZA VITALE E SPESSO È TRASCURATO”

L.T. GENERAL ADOLPH GALLAND

Per valutare le capacità in accelerazione di un veicolo possiamo assumere una grande differenza fra spinta disponibile e spinta necessaria. In questo caso il bilancio di quantità di moto del veicolo lungo l’asse vento principale

$$m \frac{dV}{dt} = T - \frac{1}{2} \rho S V^2 (C_{D0} + K C_L^2)$$

Mantenendo la spinta costante ed utilizzando l’equazione della portanza riscriviamo questa relazione nel seguente modo

$$\frac{\rho S C_{D0}}{m} dt = - \frac{2V^2 dV}{V^4 - \frac{2T}{\rho S C_{D0}} V^2 + \frac{4KW^2}{(\rho S)^2 C_{D0}}}$$

Trascurando la variazione di massa dovuta al consumo di carburante questa equazione può essere integrata analiticamente qualora siano costanti T , C_{D0} e K . Andiamo poi a considerare l’equazione

$$V^4 - \frac{2T}{\rho S C_{D0}} V^2 + \frac{4KW^2}{(\rho S)^2 C_{D0}} = 0$$

Questa ha due radici positive qualora si abbia che la spinta sia superiore al valore minimo di spinta necessaria per un volo stazionario a quota costante

$$V_1 = \frac{1}{\sqrt{\rho S C_{D0}}} \sqrt{T + \sqrt{T^2 - (W/E_{\max})^2}}$$
$$V_2 = \frac{1}{\sqrt{\rho S C_{D0}}} \sqrt{T - \sqrt{T^2 - (W/E_{\max})^2}}$$

Con queste definizioni di V_1 e V_2 l’equazione della spinta diventa

$$\frac{\rho SC_{D0}}{m} dt = - \frac{2V^2 dV}{(V^2 - V_1^2)(V^2 - V_2^2)}$$

Integrando dall'istante iniziale che corrisponde ad una certa velocità di partenza V_0 otteniamo il tempo totale di volo

$$t = \frac{m}{\rho SC_{D0}(V_1^2 - V_2^2)} \left[V_1 \ln \frac{(V_1 + V)(V_1 - V_0)}{(V_1 - V)(V_1 + V_0)} + V_2 \ln \frac{(V - V_2)(V_0 + V_2)}{(V + V_2)(V_0 - V_2)} \right]$$

Questa formula è valida sia per il volo accelerato da V_0 a una velocità maggiore V_1 sia per il volo decelerato da V_0 ad una minore V_1 .

Quando $T < \frac{W}{E_{\max}}$ le radici dell'equazione diventano complesse. In questo caso il volo sarà decelerato. Siano

$$k_1^2 = \frac{1}{2\rho SC_{D0}} \left(\frac{W}{E_{\max}} + T \right)$$

$$k_2^2 = \frac{1}{2\rho SC_{D0}} \left(\frac{W}{E_{\max}} - T \right)$$

dove le costanti k_1 e k_2 hanno la dimensione di una velocità. In questo caso avremo

$$\frac{\rho SC_{D0}}{m} dt = \left[\frac{V}{(V + k_1)^2 + k_2^2} - \frac{V}{(V - k_1)^2 + k_2^2} \right] \frac{dV}{2k_1}$$

Integrando quindi otterremo

$$t = \frac{m}{4\rho SC_{D0}} \left\{ \frac{1}{k_1} \ln \left[\frac{(V_0 - k_1)^2 + k_2^2}{(V_0 + k_1)^2 + k_2^2} \frac{(V + k_1)^2 + k_2^2}{(V - k_1)^2 + k_2^2} \right] + 2 \arctan \left[\frac{2k_2(V_0 - V)(V_0 V + k_1^2 + k_2^2)}{[V_0^2 - (k_1^2 + k_2^2)][V^2 - (k_1^2 + k_2^2)] + 4k_2^2 V_0 V} \right] \right\}$$

A differenza del caso di radici reali qui invece la velocità finale verrà raggiunta in un tempo finito.

Tuttavia una ulteriore analisi in termini di potenza del volo accelerato sarà effettuata quando andremo a trattare la salita non stazionaria.

1.1.2 – 2 SALITA STAZIONARIA

Nelle prestazioni statiche andremo a considerare il comportamento della traiettoria sotto la condizione di stazionarietà. Andremo quindi ad assumere che le variazioni nella velocità è nell'angolo di rampa siano piccole in modo da trascurare i termini inerziali ad essi associati. Inoltre andremo ad assumere che la spinta sia sempre allineata con il vettore velocità. Abbiamo quindi le due equazioni della spinta e della portanza

$$T = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D + W \sin \gamma$$

$$W \cos \gamma = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L$$

Come al solito andremo ad utilizzare una polare parabolica funzione del numero di Mach.

Per primo andremo a considerare il rateo di salita definito dalla componente verticale del vettore velocità

$$V_z = V \sin \gamma$$

L'equazione di partenza in questo caso sarà l'equazione della spinta che per facilitare la discussione ed evidenziare meglio i risultati sarà posta in termini di potenza

$$TV = \frac{1}{2} \rho S V^3 C_D + WV \sin \gamma$$

Dove i due termini logicamente saranno identificati come potenza disponibile e potenza necessaria. In questo caso quindi il rateo di salita assumerà la seguente forma

$$V_z = \frac{P_a - P_r}{W}$$

Da questa equazione è possibile ricavare l'angolo di rampa

$$\sin \gamma = \frac{V_z}{V} = \frac{P_a - P_r}{WV}$$

Per un aereo militare la spinta sarà quella tipica di un motore a turbo fan ad elevate prestazioni e quindi a bassi rapporti di diluizione; per la spinta disponibile avremo quindi

$$P_a = TV$$

Per un caccia a regimi di salita bassi la spinta è pressoché costante e quindi la variazione di P_a in funzione della velocità V avrà un andamento lineare.

RATEO DI SALITA

Da un'analisi qualitativa dell'andamento delle funzioni P_a e P_r è possibile vedere come il punto in cui abbiamo il massimo rateo di salita è dove la tangente alla curva P_r è parallela al grafico lineare di P_a . In quanto la spinta T rappresenta la pendenza della curva della pendenza disponibile la velocità ottimale di salita è maggiore a valori più alti della spinta disponibile. La velocità ottimale per il massimo rateo di salita è un minimo quando siamo nelle condizioni di spinta necessaria minima, ovvero in condizioni di volo di massima efficienza aerodinamica. Per avere delle

formule esplicite per l'analisi della velocità di salita ottimale, andiamo ad utilizzare una polare parabolica ed inoltre ipotizziamo piccoli angoli di rampa abbiamo quindi

$$V_z = \frac{1}{W} \left(TV - \frac{1}{2} \rho S C_{D0} V^3 - \frac{2KW^2}{\rho S V} \right)$$

Il massimo rateo di salita corrisponde alla soluzione dell'equazione $\frac{\partial V_z}{\partial V} = 0$ ovvero

$$\frac{3\rho S C_{D0}}{W} V^4 - 2 \frac{T}{W} V^2 - \frac{4KW}{\rho S} = 0$$

Andiamo a considerare la radice positiva per V^2

$$V^2 = \frac{W}{3\rho S C_{D0}} \left(\frac{T}{W} + \sqrt{\frac{T^2}{W^2} + \frac{3}{E_{\max}^2}} \right)$$

È chiaro che questa velocità ottimale, che ora è una funzione della spinta, aumenta all'aumentare del rapporto spinta/peso. La velocità ottimale è la più bassa in condizioni di spinta minima necessaria

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{E_{\max}}$$

Utilizzando questo valore otteniamo la velocità minima corrispondente

$$\frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{W}{S} \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}}$$

che corrisponde al valore di massima efficienza aerodinamica.

Nella salita un parametro delle prestazioni di grande interesse risulta essere il rateo di salita; il relativo massimo può essere espresso nella seguente forma

$$\frac{V_z}{V} = \frac{1}{3E_{\max}} \left(\tau + \sqrt{\tau^2 + 3} \right) - \frac{3}{E_{\max} \left(\tau + \sqrt{\tau^2 + 3} \right)}$$

Dove abbiamo definito il rapporto spinta – peso incrementato

$$\tau = E_{\max} \left(\frac{T}{W} \right)$$

Questo massimo rateo di salita è nullo alla quota limite ovvero quando $\tau = 1$. Inoltre noto il rateo di salita sarà possibile anche calcolare l'angolo di rampa.

I parametri che influenzano il massimo rateo di salita saranno quindi la spinta disponibile il peso e l'altitudine.

Utile all'analisi delle prestazioni è anche il tempo di salita. Sotto l'ipotesi di spinta costante (ovvero il pilota aggiusta in continuazione l'*EPR* in modo da mantenere le spinta disponibile sempre costante), utilizzando un'atmosfera esponenziale ed ipotizzando il valore di u costante, dove abbiamo definito

$$u = \tau + \sqrt{\tau^2 + 3}$$

otteniamo l'integrale

$$t = -\frac{6E_{\max}}{\beta} \sqrt{\frac{3\rho_0 SC_{L_E \max}}{2W}} \frac{u^{1/2}}{u^2 - 9} \int_{\sigma_1}^{\sigma_f} \frac{d\sigma}{2\sqrt{\sigma}}$$

che porterà alla soluzione

$$t = \frac{6E_{\max}}{\beta} \sqrt{\frac{3\rho_0 SC_{L_E \max}}{2W}} \frac{u^{1/2}}{u^2 - 9} (\sqrt{\sigma_1} - \sqrt{\sigma_f})$$

Abbiamo quindi tempi minori con carichi alari alti ed alti valori del rapporto di spinta-peso. Inoltre noto che $C_{L_E \max} = 2C_{D0} E_{\max}$ in termini di caratteristiche aerodinamiche un basso valore del coefficiente di resistenza a portanza nulla aumenterà il rateo di salita così come una maggiore efficienza avrà risvolti positivi sulla capacità di salita.

ANGOLO DI SALITA

Per un caccia solitamente abbiamo grossi angoli di salita, quindi combinando le due equazioni del bilancio di quantità di moto per una traiettoria nel piano verticale otteniamo la seguente espressione

$$\sin \gamma = \frac{T}{W} - \frac{\cos \gamma}{E}$$

Tramite semplici relazioni trigonometriche possiamo trasformare questa espressione nella seguente formula

$$(\tau + 1) \tan^2 \frac{\gamma}{2} - 2E \tan \frac{\gamma}{2} + (\tau - 1) = 0$$

La soluzione per l'angolo di salita sarà quindi

$$\tan \frac{\gamma}{2} = \frac{1}{\tau + 1} (E - \sqrt{E^2 + 1 - \tau^2})$$

Qualora siano disponibili valori del rapporto di spinta-peso maggiori di 1 avremo la soluzione $\gamma_{\max} = 90^\circ$. Inoltre da questa formula è possibile vedere come l'angolo di salita è massimizzato dal valore massimo dell'efficienza aerodinamica.

1.1.2 – 3 SALITA NON STAZIONARIA

Con l'assunzione di stazionarietà della salita, siamo giunti alla conclusione che la velocità ottimale varia con l'altitudine. L'assunzione è fatta perché, per un rateo di salita piccolo, l'effetto non stazionario dovuto all'accelerazione tangenziale $\partial V / \partial t$ è trascurabile. Per i caccia con ratei di salita grandi, questo termine non dovrebbe essere trascurato; andiamo quindi a riscrivere l'equazione della spinta

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - mg \sin \gamma$$

Moltiplicando questa equazione per la velocità V in modo da esprimere il bilancio in termini di potenza otteniamo l'equazione per una salita non stazionaria

$$P_a - P_r = \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{2} m V^2 \right) + \frac{d}{dt} (mgz)$$

Da qui possiamo vedere che l'eccesso di potenza $\Delta P = P_a - P_r$ è utilizzato per produrre un rateo di variazione di altitudine o analogamente in energia potenziale $E_p = mgz$ e in aggiunta un rateo di variazione di energia cinetica $E_c = mV^2/2$. In quanto il rateo di variazione dell'altitudine $\partial z / \partial t = V_z$ è il rateo di salita, in modo da avere le stesse dimensioni di una lunghezza, introduciamo una nuova variabile definita come livello energetico

$$H = z + \frac{V^2}{2g}$$

Il rateo di variazione di questo nuovo parametro sarà

$$V_H = \frac{dH}{dt} = V_z + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} = V_z \left(1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dz} \right)$$

Adesso quindi l'equazione della potenza assume la nuova forma

$$V_H = \frac{P_a - P_r}{W}$$

simile all'equazione del rateo di salita per il caso stazionario.

Possiamo poi vedere l'effetto del termine inerziale sul rateo di salita scrivendo

$$V_z = \frac{V_H}{1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dz}}$$

Il concetto di livello energetico è di particolare interesse nel caso di salita ottimale per un caccia, in quanto questo tipo di veicolo dispone di una grande manovrabilità ed è quindi in grado di convertire altitudine in velocità e viceversa in un lasso di tempo

pressoché istantaneo. Da un punto di vista pratico, in una manovra di salita nel tempo minimo, non è sufficiente raggiungere l'altitudine prescritta nel tempo minimo ma anche arrivare a destinazione con una ben determinata velocità. Il problema quindi riguarda alte velocità e alte capacità di manovra e quindi si assume che l'angolo di rampa possa essere cambiato istantaneamente. Andiamo quindi a scrivere la relazione nella seguente forma

$$\frac{dH}{dt} = \frac{1}{W}(TV - DV) = V_H$$

A questo punto il problema sarà quello di partire da un livello energetico $H_1 = z_1 + (V_1^2 / 2g)$ per arrivare al livello energetico finale $H_f = z_f + (V_f^2 / 2g)$ nel minor tempo possibile. Il tempo di salita sarà quindi

$$t = \int_{H_1}^{H_f} \frac{dH}{V_H}$$

e risulta necessario che ad ogni livello energetico il veicolo mantenga il massimo rateo di V_H .

La velocità ottimale di salita si ottiene imponendo $\partial V_H / \partial V = 0$

$$T_{\max}(V, H) - D + \left(\frac{\partial T_{\max}}{\partial V} - \frac{\partial D}{\partial V} \right) V = 0$$

In generale quando l'altitudine aumenta la spinta diminuisce ma se abbiamo un numero di Mach alto la spinta tenderà ad aumentare. D'altra parte un aumento del numero di Mach porta ad un aumento dei termini che influenzano la resistenza. Quindi è fondamentale avere un'ottima amministrazione dell'energia meccanica dell'aereo in modo da massimizzare sempre il rateo di salita. Volendo determinare una soluzione grafica per la traiettoria ottimale sarà sufficiente, nel dominio (M, z) determinare i punti di tangenza fra le curve che rappresentano i livelli energetici e le curve che rappresentano l'eccesso di potenza specifico.

1.2 – OPEN LOOP PERFORMANCES

Come detto precedentemente una volta definiti i parametri base sulla carta possono incominciare le stime sul comportamento in volo dell'aereo. Successivamente quindi risalendo la piramide vengono a trovarsi le prestazioni in ciclo aperto, così dette in quanto non si vuole esaminare la qualità del sistema bensì soltanto i suoi livelli di risposta massima. A fronte di un comando ben specificato in ingresso si osserva cosa succede al veicolo durante l'intero transitorio e si esamina la risposta in ingresso. Si può quindi affermare che questa è un'analisi quantitativa delle capacità di un caccia. Solitamente vengono utilizzate le seguenti manovre

- Maximum pitch-rate from 1-g loaded conditions
- Maximum pitch acceleration from 1-g loaded conditions
- Maximum roll-rate through 90° bank-angle change from 1-g loaded conditions
- Time through 90° bank-angle change
- Coupling criteria

Le prime due manovre sono utilizzate per indagare la velocità massima di risposta nel piano longitudinale, mentre la terza e la quarta riguardano il piano latero-direzionale. Per quanto riguarda l'ultima questa è atta al verificare il non presentarsi di fenomeni di accoppiamento inerziale o almeno al loro confine di presentazione. Storicamente infatti moltissimi aerei sperimentali ad elevate prestazioni sono andati perduti per il presentarsi di questo fenomeno in maniera violenta ed incontrollabile, inoltre talvolta per evitare l'entrata in gioco di questi aspetti l'inviluppo di volo del caccia stesso deve essere ridimensionato, con ovvio svantaggio per le prestazioni.

In questa fase incomincia ad essere importante l'interfaccia pilota – ingegnere in quanto si incominciano a prendere in esame le caratteristiche di pilotabilità dell'aereo. Storicamente infatti questi criteri sono stati sviluppati sulla base delle richieste e dei commenti di vari piloti collaudatori. Uno dei risultati fondamentali che scaturiscono da questa analisi è la celebre frase

“GETTING THERE FAST IS ONLY A PART OF THE DESIRED OUTCOME”

“ARRIVARCI VELOCEMENTE È SOLO UNA PARTE DEL RISULTATO FINALE DESIDERATO”

UNKNOWN PILOT

Ovvero la capacità del caccia di fermarsi sul bersaglio invece di sorpassarlo malamente od oscillarvi goffamente intorno può costituire una cospicua differenza nel tempo necessario per agganciare l'obbiettivo.

1.3 – PARAMETRIC CLOSED LOOP PERFORMANCE

In questa fase si incomincia l'utilizzo delle *STEM*, tuttavia le verifiche sono limitate nel raggiungere determinati parametri di volo ed ancora non si interfaccia l'aereo con un bersaglio mobile. Solitamente si analizzano i tempi e le modalità con cui l'aereo raggiunge determinate attitudini di volo e fondamentalmente vengono esaminate quattro precisi parametri ovvero il fattore di carico l'angolo di attacco e la capacità di raggiungere determinate condizioni di volo sia nel piano longitudinale ("*heading captures*" – vedi *STEM 15*) che in quello latero-direzionale ("*bank captures*" – vedi *STEM 12*).

Il giudizio del pilota in questa fase raggiunge una importanza vitale e tenderà sempre di più ad aumentare in quanto ci si avvicina sempre di più alla verifica delle capacità di combattimento aereo del veicolo. Quindi risultano fondamentali le valutazioni del comportamento del caccia in volo tramite la scala di "*Cooper-Harper*" od un'analogia ad essa.

In questa fase si incominciano a testare anche le capacità del sistema di controllo "*fly-by-wire*" installato sul caccia e possono essere registrate informazioni atte a fornire indicazioni per migliorare la controllabilità e la risposta dinamica dell'aereo. Spesso infatti da queste prove si ricavano le linee guida di progetto per ottimizzare il controllore che andrà ad essere implementato sul caccia in esame.

1.4 – TARGET CLOSED LOOP PERFORMANCE

Solitamente a questo livello si utilizza un aereo bersaglio il cui caccia in esame dovrà seguire utilizzando una delle *STEMs*. Si suddividono due categorie di compiti che possono essere effettuate con questa tecnica ed entrambe vengono utilizzate per lo studio delle prestazioni di un caccia

- ✓ Gross Acquisition
- ✓ Fine Tracking

Solitamente poi se si utilizzano le *STEMs* queste valutazioni sono effettuate in modo da dividere la dinamica longitudinale da quella latero-direzionale. Andiamo quindi ad esaminare le quattro categorie in cui si divide il livello di “*Target Closet Loop*” insieme alle *STEMs* che maggiormente sono utilizzate.

Bisogna però specificare che la differenza tra acquisizione ed aggancio è di livello qualitativo infatti mentre per l’acquisizione è sufficiente portare l’aereo bersaglio al centro del proprio campo visivo, e quindi approssimativamente nella parte di area occupata dall’*HUD* per l’acquisizione è necessario puntare il muso dell’aereo sul bersaglio stesso, successivamente saranno poi specificati i limiti di valenza delle due specifiche.

Inoltre alla fine solitamente si eseguono test finali in cui si utilizzano manovre combinate sia del piano longitudinale che di quello latero-direzionale, questo infatti è il confine del livello di “*Target Closet Loop*” e “*Basic Flight Maneuvers*”, ovvero le manovre base del combattimento aereo.

1.4.1 - LONGITUDINAL GROSS ACQUISITION

Per il compito base della “*longitudinal gross acquisition*” si utilizza la *STEM 10* – “*High α longitudinal gross acquisition*”, ovvero il pilota deve riuscire a partire da una situazione di alto angolo di attacco ad acquisire l’aereo bersaglio che da una posizione davanti al caccia in esame ad un tempo determinato identificato come T_0 entra in una virata stazionaria a condizioni prestabilite, solitamente utilizzando il massimo della spinta e mantenendo un’incidenza di 20° - 25° con una velocità vicina a quella di minimo raggio o massimo rateo, che a seconda della quota e del numero di Mach possono differire o essere uguali. Ovviamente saranno provate varie incidenze di partenza anche se solitamente salvo casi particolari vengono esaminate incidenze di 30° , 45° , 60° . Il “*pipper*” (reticolo) dell’*HUD* funge da punto di riferimento per determinare sia l’acquisizione che l’aggancio. Il compito della manovra tuttavia non è quello di portare semplicemente il reticolo sul bersaglio ma di mantenere il bersaglio in una posizione ben determinata relativa al reticolo secondo criteri prestabiliti elencati nella seguente tabella.

Desired:	Aggressively acquire target within 25* or 40** mrad longitudinally of pipper with no overshoot and within a desirable time to accomplish the task.
Adequate:	Aggressively acquire the target within 25* or 40** mrad longitudinally of pipper with no more than 1 overshoot and within an adequate time to accomplish the task.

* Criterion for 30° and 60° AOAs ** Criterion for 45° AOA

Figura – Criteri di definizione per la “*longitudinal gross acquisition*”

Come si può vedere nonostante la precisione alcuni parametri rimangono qualitativi in quanto saranno comunque dipendenti anche dalle prestazioni del sistema d'arma che non vengono coperte in queste analisi.

1.4.2 - LATERAL GROSS ACQUISITION

In questo caso come base di riferimento è stata utilizzata la “*STEM 3- High α lateral gross acquisition*”. Anche in questo caso l'aereo bersaglio effettua una virata stazionaria e il caccia incomincerà a manovrare nel piano latero-direzionale per acquisire il bersaglio una volta che questo sarà ad uno specifico angolo di lato dal naso. Anche in questo caso a seconda dell'incidenza di partenza vi saranno delle specifiche sul posizionamento del reticolo

Desired:	Aggressively acquire target within 25* or 40** mrad laterally of pipper with no overshoot and within a desirable time to accomplish the task.
Adequate:	Aggressively acquire the target within 25* or 40** mrad laterally of pipper with no more than 1 overshoot and within an adequate time to accomplish the task.

* Criterion for 30° AOA ** Criterion for 45° and 60° AOAs

Figura – Criteri di definizione per la “laterall gross acquisition”

1.4.3 - LONGITUDINAL AND LATERAL FINE TRACKING

Sia per il piano longitudinale che per quello latero-direzionale la base dell'analisi si è appoggiata alla “*STEM 2-High α longitudinal and lateral tracking*”, in cui il bersaglio esegue solitamente una manovra di Break turn per arrivare a precise condizioni di velocità e fattore di carico che in seguito mantiene per il resto della manovra.

Per testare l'abilità nel poter effettuare precisi movimenti longitudinali del punto di aggancio si richiede al pilota di muovere il reticolo dalla punta alla coda del bersaglio. Similmente per la valutazione delle capacità di aggancio latero-direzionali il reticolo dovrà spaziare l'intera apertura alare del bersaglio, da un'estremità ad un'altra. Anche qui è definito un errore massimo ammissibile nella manovra.

1.4.4 - COMBINED MANEUVERS

Questa categoria di manovre serve per colmare il divario che esiste nella capacità di esaminare le prestazioni di un caccia fra le *STEMs* e le vere e proprie manovre per il combattimento aereo.

Solitamente la condizione di partenza è di bassa velocità con i due aerei, ovvero quello esaminato ed il bersaglio, allineati e separati da una certa distanza compatibile con una certa frazione del raggio minimo di virata, ad esempio per aerei di terza generazione solitamente vengono utilizzati 1500-3000 [ft]. Queste condizioni di partenza in gergo tecnico si chiamano *SSLA* (“*slow speed line abreast*”). I due aerei infatti partono affiancati ed incominciano a virare uno verso l'altro in una situazione chiamata “*nose-to-nose*” (vedi *BFM*) quindi il bersaglio esegue un’*heading reversal*” e mantiene una virata stazionaria ad incidenza elevata e velocità basse. Il caccia in esame dovrà quindi manovrare per agganciare il bersaglio. Più agganci possono essere effettuati lasciando poi andare il bersaglio per successivamente manovrare aggressivamente per riagganciarlo. Nella figura sottostante sono esposti i criteri di valutazione.

Gross acquisition	Desired:	Aggressively acquire target within 25 mrad of pipper with no overshoot and within a desirable time to accomplish the task.
	Adequate:	Aggressively acquire the target within 25 mrad of pipper with no more than 1 overshoot and within an adequate time to accomplish the task.
Fine tracking	Desired:	Pipper within ± 5 mrad band for 50 percent of task and within ± 25 mrad for the remainder of the task; no objectionable PIO.
	Adequate:	Pipper within ± 5 mrad band for 10 percent of task and within ± 25 mrad for the remainder of the task; no objectionable PIO.

Figura – Criteri di definizione per le manovre combinate

1.5 – BASIC FIGHT MANEUVERS

In questa fase incomincia la vera e propria valutazione del caccia nel combattimento aereo. Si utilizzano manovre base, che sono le fondamenta delle tattiche di combattimento aereo. La maggior parte di esse sono di tipo acrobatico e quindi sono volte ad esaminare il comportamento per intero del veicolo. In questa fase si incomincia a valutare come effettivamente l'intero sistema lavora e se le varie parti come dinamica del volo, aerodinamica, sono effettivamente nelle realtà integrate nel modo migliore. Data la complessità delle manovre e l'alto numero di fattori che ne fanno parte questa fase del progetto può solo fornire indicazioni se effettivamente il sistema funziona ma raramente si è in grado di capire dove deve essere fatta una modifica anche perché come detto una manovra di combattimento aereo dipende da numerose variabili fra cui anche il pilota; per questo motivo infatti si utilizzano più piloti in più situazioni in più manovre in modo da ridurre al minimo la misura random dell'errore di valutazione.

1.6 – AIR COMBAT MANEUVERS

Questa è la parte finale di tutto il processo di progettazione dell'aereo. Qui effettivamente si valuta se la macchina sarà oppure no un buon “*dogfighter*”. Fino agli ultimi anni questa parte si basava semplicemente sulla verifica delle capacità dell'aereo di ottenere una posizione di vantaggio rispetto all'avversario o di negarne le soluzioni di tiro. Quindi veniva quasi esclusivamente esaminata l'agilità del vettore velocità. Tuttavia con l'introduzione della spinta vettoriale e delle capacità “*off-boresight*” degli ultimi missili, lo scenario è variato e nuove considerazioni sono state introdotte. Tuttavia l'esempio migliore di valutazione rimane il ciclo di “*Tamrat*”, e quindi le “vecchie” teorie di combattimento sono ancora applicabili alla prima parte dello scontro in cui gli avversari si incrociano ad elevate velocità. Inoltre il regime post-stallo è utile solo se vi si entra nella posizione giusta altrimenti risulterebbe pressoché deleterio trasformando il caccia nella così detta “*sitting duck*”.

“ *SPEED IS LIFE* ”

“ LA VELOCITÀ È SALVEZZA ”

MANUALE DI VOLO DEL
PILOTA DA CACCIA
IAF – ISRAELI AIR FORCE

Quindi possiamo dire che in primis è fondamentale portare l'aereo in una posizione in cui poter utilizzare al massimo l'agilità del “*nose pointing*” che altrimenti porterebbe soltanto a prosciugare l'energia dell'aereo senza aver ottenuto alcuna soluzione di tiro.

Detto questo risulta fondamentale quindi l'analisi dell'agilità del vettore velocità e quindi tutti i concetti di misura e di valutazione dei caccia di quarta generazione sono applicabili anche ai futuri progetti, e alle cellule dotate di supermanovrabilità.

Per quanto riguarda il sistema di combattimento canonico due sono i parametri base con cui si può avere un'ottica di come funzionerà il nuovo sistema d'arma, ovvero il carico alare (W/S) ed il rapporto spinta peso (T/W). Definiamo infatti due caratteristiche base che ogni aereo dovrebbe idealmente avere anche se poi altre esigenze di progetto ne imporranno una variazione dai valori ottimali

✓ “*Low Wing Loading*” – Basso carico alare

✓ “*High Thrust-to-Weight*” – Rapporto spinta-peso elevato

In un ipotetico scontro fra due aerei vi può essere parità in entrambi i fattori o superiorità di uno o di entrambi. In ogni caso esistono situazioni che puntano ad espletare al massimo la caratteristica base dell'aereo per vedere fino a che punto può arrivare nel combattimento. Ovviamente l'ideale sarebbe avere un caccia con prestazioni di agilità e di potenza superiori al suo avversario, tuttavia sia i limiti del progetto sia le condizioni esterne che questo si troverà ad affrontare nella sua vita operativa possono impedire di raggiungere l'ideale. Quindi un caccia deve essere in grado di manifestare le sue capacità migliori e di poterle sfruttare fino in fondo per potere avere la meglio sull'avversario. Ovviamente in questa parte conta moltissimo anche la preparazione del pilota nonché le sue capacità. Risulta quindi fondamentale

la collaborazione ingegnere-pilota, per poter raggiungere il vero ottimo della macchina.

Per un eventuale approfondimento delle dottrine di combattimento aereo moderne si consiglia la lettura del libro “*Fighter Combat : Tactics and Maneuvering*” di Robert L. Shaw.

2 – ASPETTI FONDAMENTALI DELL’AERODINAMICA DI UN CACCIA

L’aerodinamica dei caccia risulta essere molto differente da quella canonica dei normali aerei civili. Abbiamo infatti maggiori requisiti ed un inviluppo di volo molto più ampio. Un tipico caccia moderno infatti deve essere in grado di avere velocità massime ampiamente supersoniche, di solito intorno a Mach 2.5, inoltre deve mantenere alti livelli di agilità sia in campo transonico che subsonico. Infine deve anche avere capacità di crociera supersonica e subsonica molto buone.

Ovviamente il progetto finale sarà un compromesso fra i vari requisiti sia aerodinamici che non.

In questo capitolo saranno affrontati gli aspetti fondamentali dell’aerodinamica, con qualche collegamento con la meccanica del volo e con i fenomeni aeroelastici che sono fortemente legati a questa.



Figura – MiG 29M Fulcrum esegue la famosa “Cobra Maneuver” in cui l’aereo istantaneamente raggiunge incidenze superiori ai 100°, tipico esempio dell’aerodinamica estrema dei caccia

2.1-AERODINAMICA 2D

Nei caccia solitamente l'allungamento alare è assai ridotto, raramente infatti raggiunge valori superiori a 4, e quando avviene è perché il veicolo è dotato di ali a geometria variabile. Tuttavia anche nei caccia è fondamentale la forma del profilo dell'ala, in quanto una forma ricercata contribuisce ad una cospicua diminuzione di resistenza il che favorisce un aumento dell'efficienza e quindi delle prestazioni di combattimento sostenute. D'altra parte il picco di portanza non è di per se rilevante in quanto ormai al giorno d'oggi il grosso della portanza in manovra viene realizzato tramite meccanismi tridimensionali molto più potenti e con un range di incidenze permesse più ampio. Quindi i profili sono importanti solo per il volo di crociera, che dovrà avvenire all'efficienza massima possibile, e per la riduzione della resistenza a loro competente soprattutto in condizioni di manovra. Per questi motivi il disegno bidimensionale dell'ala di un caccia è particolarmente studiato per il campo transonico e per il campo supersonico.

Per quanto riguarda gli spessori, questi sono pesantemente governati dalle restrizioni che il volo a velocità supersoniche impone, quindi lo spessore percentuale solitamente è abbastanza standard, ed è dell'ordine di 5-6 % alla radice e 3-4 % all'estremità. Come è facile intuire questi spessori sono particolarmente penalizzanti dal punto di vista strutturale, spesso quindi si ricorre ad un allungamento della corda alla radice dell'ala per avere una minore sollecitazione in flessione. Questo porta quindi all'ottima forma di ali a “delta” o a “rombo”, che hanno una lunga corda alla radice, spesso dell'ordine dei 2/3 della lunghezza della fusoliera, anche se la prima aerodinamicamente è nettamente superiore alla seconda. In alcuni casi si ricorre anche ad un eventuale “kink”, vedi in proposito l'ala dell’“F-15 Eagle”.

Detto ciò saranno analizzati i due aspetti fondamentali che un profilo di un caccia dovrà inevitabilmente avere ovvero capacità di volo e di manovra in campo supersonico, ed elevato C_L di progetto in campo transonico.

2.1.1 – TRANSONICO

Il campo transonico è importante per un caccia in quanto qui solitamente si svolge la prima parte del combattimento. Infatti partendo da una velocità supersonica la velocità decresce rapidamente al campo transonico in quanto i motori solitamente non sono in grado di sviluppare spinta a sufficiente per venire incontro al progressivo aumento di incidenza. Inoltre diminuendo la velocità diminuisce anche la pressione dinamica e quindi l'entità delle sollecitazioni aumentando così il fattore di carico massimo disponibile, migliorando così le prestazioni in virata. Perciò le prime virate saranno effettuate in transonico dove il fattore di carico ammissibile è superiore. Inoltre si preferisce mantenere una velocità sostenuta per l'intero combattimento, ovvero stare il più possibile nell'intorno della velocità d'angolo che rappresenta il punto di massima agilità del vettore velocità.

Tuttavia prima di raggiungere la velocità d'angolo una parte del combattimento si svolge a regime transonico (vedi ciclo di “Tamrat”). Inoltre anche se solitamente la velocità d'angolo è dell'ordine dei 300-400 [kts] e quindi ben lontano dal campo transonico, i C_L di lavoro sono alti così come le accelerazioni del fluido e quindi spesso anche alla velocità d'angolo buona parte del flusso sul dorso del profilo raggiunge le condizioni soniche.

Per questo i profili di un caccia sono ottimizzati per lavorare ad elevati coefficienti di portanza in campo transonico (solitamente abbiamo C_L di design pari a 0.9-1 a Mach

0.8-0.85), ovvero per lenire al massimo l'effetto delle onde d'urto che si formano sul profilo. Infatti il problema principale non è tanto la diminuzione di portanza, cosa che viene pienamente coperta dai meccanismi tridimensionali, bensì il cospicuo aumento di resistenza che limita l'efficienza complessiva e le prestazioni sostenute in virata aumentando quindi l'"energy bleeding rate". Inoltre onde d'urto in transonico equivale a "buffeting" ovvero problemi strutturali e di controllo.

Il problema è così determinate che nei caccia ad ala trapezoidale il profilo è espressamente progettato per il transonico, utilizzando solo spessore percentuale ridotto per venire incontro ai requisiti del regime supersonico.

2.1.1-1 – FILOSOFIA DI PROGETTO GENERALE

Per determinare il perché delle scelte progettuali sulla forma di un profilo transonico dobbiamo andare a vedere cosa succede di preciso al flusso quando vengono raggiunte le condizioni soniche, ovvero quando localmente nel campo la velocità raggiunge il valore sonico locale. Abbiamo infatti che

$$C_{p_{sonic}} = -\frac{2}{\gamma M_{\infty}^2} \left[1 - \left(\frac{2}{\gamma + 1} + \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} M_{\infty}^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \right]$$

Quando un profilo si avvicina alla velocità del suono, le velocità sul dorso diventa supersonica in quanto è accelerata dal "leading edge". Si forma quindi una sacca di flusso supersonico racchiusa fra il profilo ed il restante campo che è subsonico. Nei profili convenzionali il flusso viene riportato al regime subsonico verso la metà del profilo da una più o meno pronunciata onda d'urto. Questa compressione è subito seguita da una decelerazione fino al "trailing edge". L'aumento di pressione attraverso l'onda d'urto unito al gradiente di pressione avverso dovuto alla forma del profilo può causare la separazione dello strato limite con un aumento di resistenza e l'insorgenza di problemi di stabilità del flusso e di "buffeting". Analizzando la figura sottostante si può vedere la differenza fra un profilo convenzionale ed uno supercritico

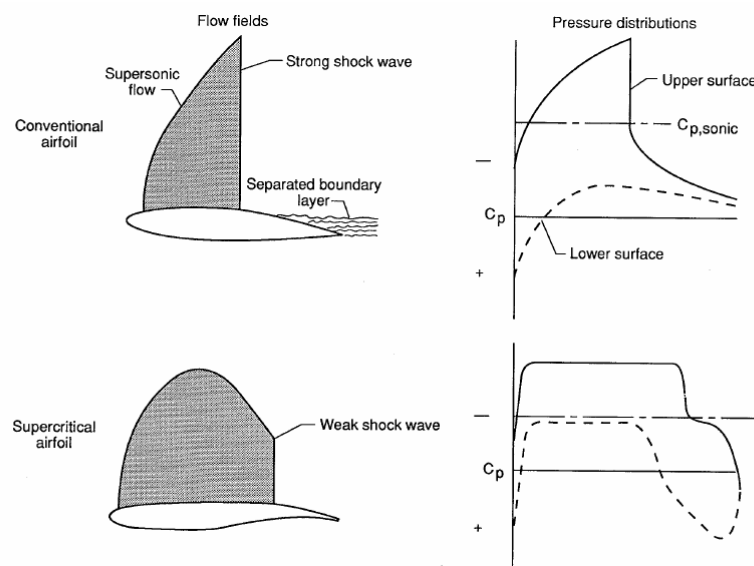


Figura – Differenza fra un normale profilo in regime transonico ed un profilo supercritico. Come si può vedere nel secondo caso l'entità dell'urto è sensibilmente inferiore

Per un profilo supercritico la distribuzione di velocità e di pressione del dorso sono caratterizzate da una posizione dell'urto notevolmente arretrata, una velocità supersonica uniforme dal 5% della corda fino all'urto, un rapido recupero di pressione dopo l'urto ed una pressione al “*trailing edge*” leggermente superiore a quella ambiente.

L'eliminazione dell'accelerazione del flusso prima dell'urto è principalmente il risultato di una riduzione della curvatura del dorso, questo comporta un minore numero di Mach prima dell'onda d'urto e quindi una diminuzione delle perdite e degli effetti ad essa associati. La figura sottostante rappresenta schematicamente cosa accade al flusso supersonico sul dorso di un profilo supercritico, il quale grazie al meccanismo evidenziato riduce sensibilmente la forza dell'urto e in alcuni casi può eliminarlo completamente

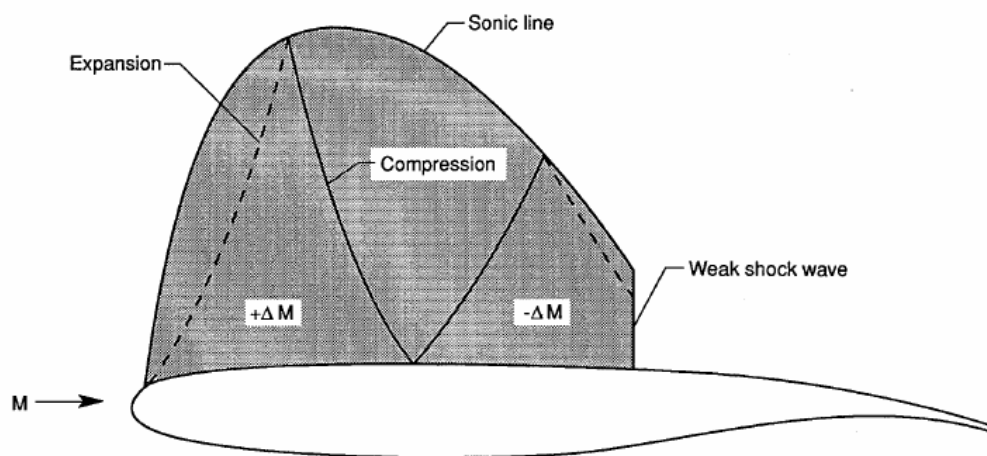


Figura – Campo aerodinamico del dorso di un profilo supercritico in regime transonico

Come si può vedere il campo supersonico locale è immerso nel campo subsonico ed il confine di separazione fra i due viene detto “*sonic line*”. Il profilo produce delle onde di espansione, ovvero onde che tendono ad aumentare la velocità e ridurre la pressione, a partire dal “*leading edge*”. Se il flusso fosse completamente supersonico vi sarebbe una continua espansione fino al “*trailing edge*”. Nella realtà le espansioni sono infinite ma nel nostro caso ne è rappresentata solo una, che nella figura corrisponde alla linea tratteggiata. Queste linee sono chiamate “*linee caratteristiche*”. Quando la tipologia del flusso è mista le onde di espansione che vengono create dal “*leading edge*” sono riflesse indietro dalla “*sonic line*” come onde di compressione che vengono riflesse verso il flusso supersonico presente sul flusso. Fino al punto di contatto il flusso è accelerato dalle espansioni ma non appena questo entra in contatto con le linee di compressione riflesse, questo incomincia ad essere decelerato. Queste onde di compressione vengono inoltre riflesse dentro il campo dalla superficie del profilo come altre onde di compressione aggiuntive. Viene cos’ a crearsi un insieme di caratteristiche che è alla base delle prestazioni dei profili transonici. L’idea è quello di progettare un profilo in modo che queste onde tendano a controbilanciare le accelerazioni e quindi a formare un profilo di aspirazioni piatto anche se la curvatura del dorso è continua. I fattori che influenzano il buon bilancio fra onde di compressione ed onde di espansione sono due : il “*leading edge*” e la superficie del dorso fino a metà corda all’incirca. Per prima cosa infatti devono formarsi delle onde di espansione al “*leading edge*” sufficientemente intense da poter essere riflesse dalla “*sonic line*” come onde di compressione, questo comporta quindi un largo raggio di

curvatura al bordo di attacco. In secondo luogo la curvatura della metà frontale del dorso deve essere mantenuta bassa in modo che le onde di compressione non debbano contrastare un'eccessiva accelerazione, questo quindi comporta la forma pianeggiante caratteristica dei profili supercritici.

Una compressione isoentropica è così incoraggiata ed alle condizioni di “*design*” una parte considerevole del profilo vede un'uniforme zona di flusso supersonico con una debole onda d'urto alla sua fine. Interessante tuttavia è anche il comportamento del profilo nelle condizioni di “*off design*”. La figura sottostante mostra le condizioni del profilo ad un numero di Mach leggermente inferiore a quello di progetto

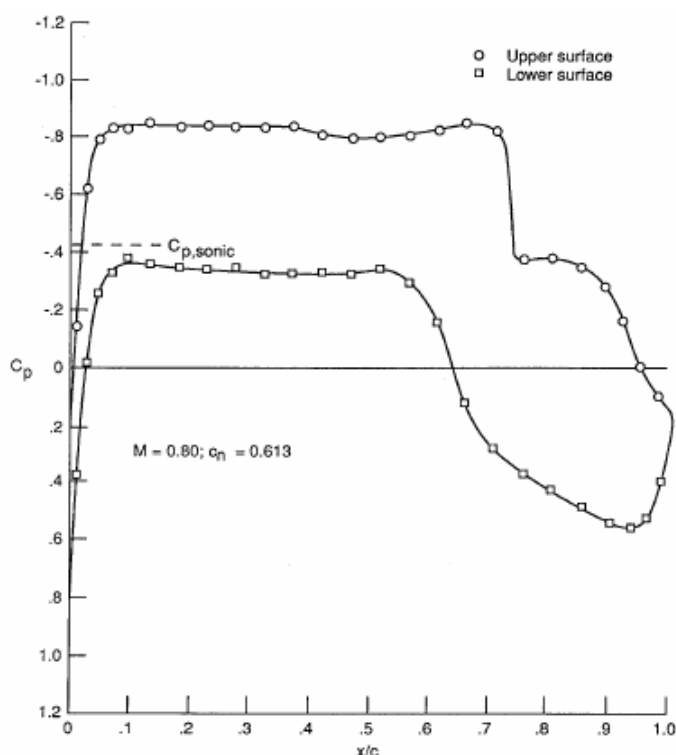


Figura – Andamento delle pressioni su un profilo supercritico a regime transonico. Notare la tipologia a “flat roof top” ed il marcato “rear loading”

L'onda d'urto rispetto alle condizioni di progetto è leggermente spostata indietro ed inoltre il flusso prima di passare attraverso l'urto è leggermente accelerato. Questo provoca un leggero aumento di resistenza d'onda ma non influisce sullo strato limite che rimane ancora attaccato. La separazione avverrebbe con lo spostarsi dell'onda ancora più indietro ed la successiva eliminazione dell'“altopiano” di pressione dopo l'urto. Nella seconda metà del profilo il flusso è leggermente più complesso. Una delle caratteristiche più importanti dei profili supercritici è quella di mantenere il flusso dopo l'urto a velocità prossime a quella del suono. L'altopiano di pressione tende a controllare il movimento verso monte dei disturbi di pressione associati al rallentamento del flusso verso il bordo di uscita. Questo previene il movimento verso monte di queste interferenze di pressione impedendo così la formazione della canonica onda d'urto. Tuttavia grazie alla presenza di flusso supersonico tutto attorno i disturbi riescono a salire a monte dell'urto ed a influenzare la sacca supersonica imponendone un rallentamento e del flusso che si avvicina all'onda d'urto diminuendone così l'intensità.

L'altopiano di pressione dopo l'urto è utile anche alla stabilità dello strato limite. Infatti se il gradiente di pressione avverso dopo l'urto fosse eccessivamente alto il

flusso tenderebbe alla separazione. Invece grazie a questo altopiano di pressione è data la possibilità al flusso di energizzarsi potendo così affrontare il successivo gradiente avverso legato al bordo di uscita. Come risultato lo strato limite riuscirà ad arrivare fino in fondo al profilo senza separarsi. Inoltre imponendo al bordo di uscita l'inclinazione del dorso uguale a quella del ventre si fa sì che il flusso al bordo di uscita si ricomprima ad un C_p leggermente positivo, diminuendo così l'entità del gradiente di pressione avverso sullo strato limite.

Se adesso passiamo l'attenzione al ventre notiamo come una parte del carico portante sia dovuto al “*rear loading*” grazie alla forma a cuspidi della parte terminale del profilo. Si nota inoltre come in questa zona l'aumento di pressione sia abbastanza pronunciato, deve quindi essere limitato il gradiente evitando che vada a valori superiori a quelli che nella stessa zona incontra il flusso sul dorso. Inoltre è importante che le velocità nella parte frontale del ventre non raggiungano la velocità del suono pena altrimenti un'onda d'urto che sovrappone all'aumento di pressione dovuto alla cuspidi provocherebbe una separazione dello strato limite con la conseguente perdita del “*rear loading*”.

Se adesso andiamo ad esaminare le condizioni immediatamente prima di quelle in progetto come rappresentato nella figura seguente vediamo come la parte frontale risulta pressoché invariata come tipologia di flusso.

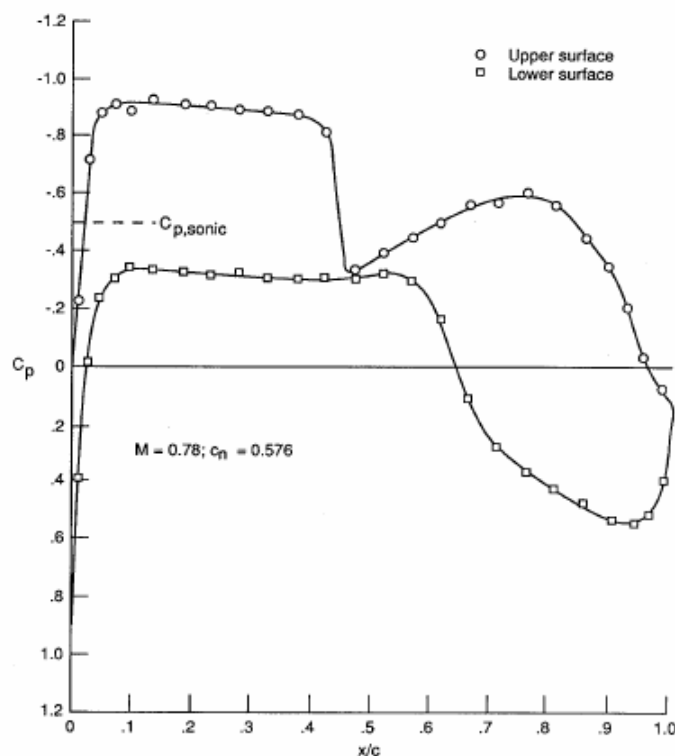


Figura – Andamento delle pressioni su un profilo supercritico in condizioni di “off-design”

Tuttavia la posizione dell'urto è spostata più a monte, questo comporta che dopo il flusso sperimenta una successiva accelerazione più lunga che nelle condizioni di design. Questo potrebbe portare ad una nuova sacca supersonica con un secondo urto in una zona in cui non è più possibile l'altopiano di pressione post urto, il che porterebbe a separazione ed ad instabilità del flusso. Cautela quindi deve essere riservata al progetto di profilo per non incorrere in problematiche nelle condizioni di off-design, soprattutto per i caccia dove il regime del flusso è tipicamente più vario.

Nella figura sottostante sono invece evidenziate le condizioni ad elevato coefficiente di portanza

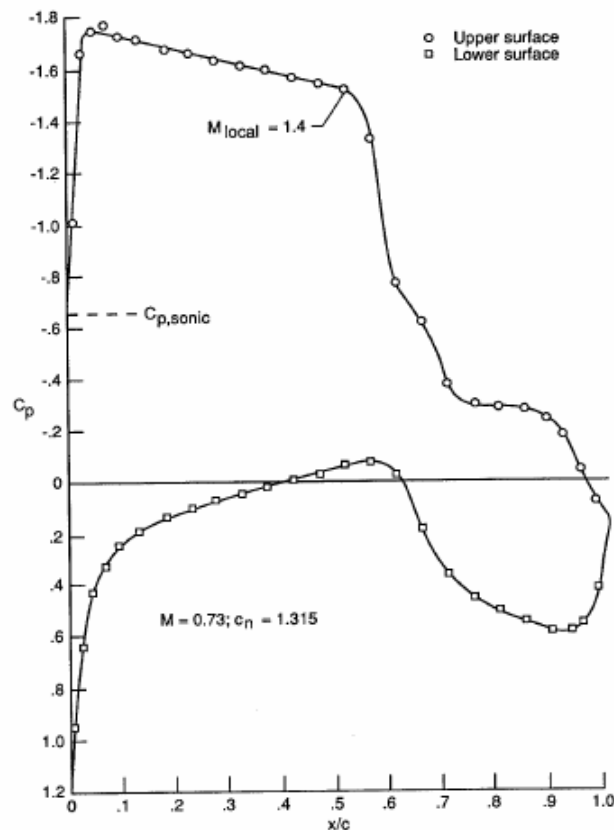


Figura – Andamento delle pressioni su un profilo supercritico ad elevato coefficiente di portanza

In questo caso si vede come dopo l'urto tenda a separarsi una bolla di separazione. La chiave per la stabilità che comunque il profilo rappresenta è sempre nell'altopiano di pressione post urto. Per profili convenzionali la pressione immediatamente a valle dell'onda d'urto continua ad aumentare e la più alta pressione a valle della bolla tende a forzarla via dalla superficie favorendone l'esplosione. Con l'altopiano di pressione invece questo effetto negativo è eliminato.

2.1.1-2 – EFFETTI DELLO SPESSORE DEL BORDO DI USCITA

La filosofia di progetto dei profili supercritici richiede che l'inclinazione al bordo di uscita sia uguale fra dorso e ventre. Questo requisito serve a ritardare la separazione del flusso riducendo il gradiente avverso di pressione sul dorso in modo che i coefficienti di pressione al bordo di uscita ricoverano solo ad un valore leggermente positivo. Per quanto riguarda lo spessore al "trailing edge" quindi è possibile stabilire le seguenti linee guida di progetto, ricavate perlopiù tramite esperimenti pratici in galleria del vento che da un'effettiva analisi della teoria

1. Aumentare lo spessore al bordo di uscita porta a riduzioni del livello di resistenza transonica. Questo vale fino a valori dello spessore dell'ordine dello 0.7% (Ovvero rapporto fra lo spessore al bordo di uscita e la corda del profilo)
2. Se si aumenta lo spessore oltre il valore di 0.7% si riscontreranno aumenti di resistenza sia in subsonico che in transonico

3. Piccole riduzioni del livello di resistenza possono inoltre essere ottenute costruendo una cavità al bordo di uscita
4. Vi è una relazione diretta, per l'ottimo dello spessore al bordo di uscita, fra spessore del "trailing edge" e spessore di spostamento dello strato limite del dorso.
5. Per realizzare il massimo vantaggio aerodinamico nella modifica del bordo di uscita si deve far sì che i coefficienti di pressione sul dorso ricoverino ad un valore pressoché uguale a 0 con lo spessore al bordo di uscita uguale o leggermente inferiore rispetto allo spessore di spostamento dello strato limite del dorso

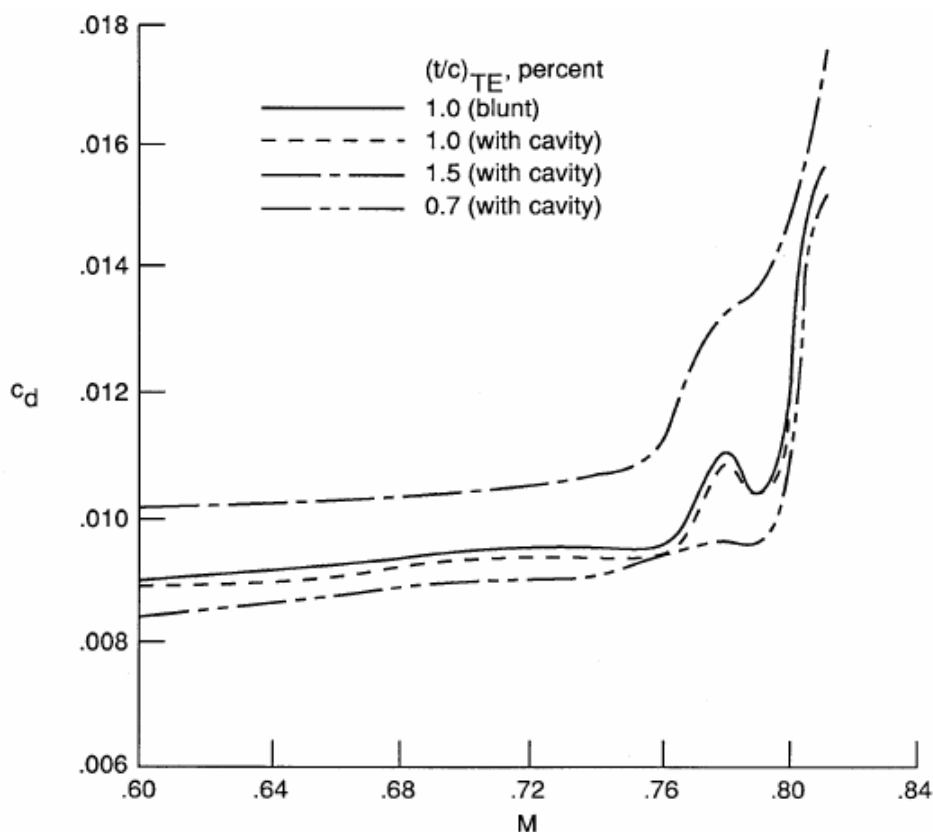


Figura – Andamento del coefficiente di resistenza per un profilo supercritico al variare dello spessore al bordo di uscita e della forma dell'estremità

2.1.1-3 – LINEE GUIDA DI PROGETTO

Sia la teoria che la pratica ha quindi reso possibile definire delle linee guida di progetto di seguito saranno riassunte.

La prima può essere definita la regola dell'"altopiano di pressione sonico", ovvero ad un certo incremento del coefficiente di forza normale e del numero di Mach sotto le condizioni di progetto le distribuzioni di pressione del dorso e del ventre devono essere piatte con la distribuzione di pressione del dorso vicina al valore sonico. Un esempio è dato dalla figura sottostante

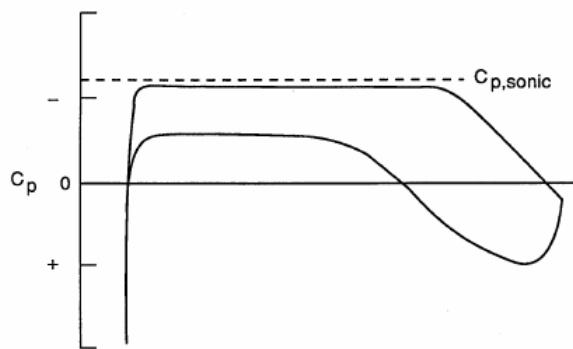


Figura – Esempio di altopiano di pressione sonico

Questo altopiano sonico è tipico di una condizione “*off design*” ed è indice del migliore compromesso per quanto riguarda la resistenza fra la condizione di progetto ed un altro grande numero di condizioni che tuttavia fanno parte dell’involuppo dell’aereo.

L’estensione verso valle dell’altopiano di pressione del dorso è determinato dalla seconda linea guida di progetto che richiede un gradiente di pressione avverso abbastanza graduale in modo da evitare la separazione vicino al bordo di uscita per condizioni di lavoro fino a quella di progetto. Di conseguenza l’estensione a valle dell’altopiano del dorso dipende dallo spessore percentuale in quanto più è spesso un profilo maggiore sono le velocità indotte da cui il flusso deve ricompimersi e quindi più avanti il punto da cui deve ricominciare la compressione del fluido; questo è uno dei rari casi in cui uno spessore percentuale più piccolo è favorevole, il che si sposa bene con le necessità di volo supersonico dei caccia.

Una terza linea guida di progetto richiede che il profilo abbia una sufficiente curvatura verso la fine in modo che alle condizioni di progetto l’angolo di attacco sia nullo. Questo previene il formarsi di un eccessivo picco di depressione troppo avanti e quindi con coefficienti di pressione che agiscono sulla seconda metà del profilo eccessivamente negativi, che andrebbero ad agire su una superficie che guarda verso valle e quindi sarebbero pronti ad aumentare la resistenza. Una distribuzione generalizzata di pressione ottimale per un profilo supercritico è mostrata nella figura sottostante

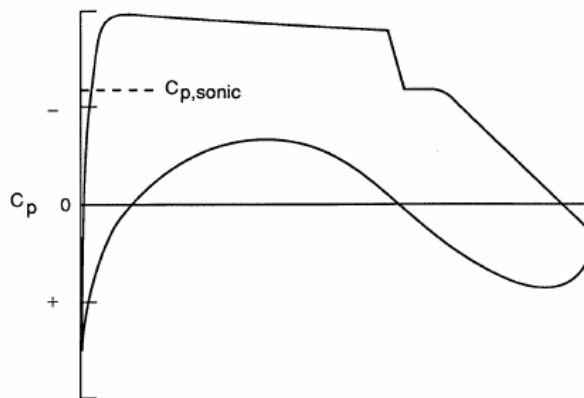


Figura – Esempio di distribuzione di pressione generalizzata ottimale

L'inarcamento in coda risulta in una regione concava vicino al bordo di uscita sul ventre con pressione positiva che produce momenti picchiati ed aumenta i momenti di cerniera inoltre riduce la profondità strutturale per i flap e gli "ailerons".

Una quarta linea guida di progetto specifica una graduale diminuzione di velocità nella regione di flusso supercritico sul dorso. Questo comporta per un determinato coefficiente di portanza di progetto il più alto valore ottenibile del Mach di "drag-rise". Inoltre il più alto coefficiente di portanza ottenibile è generalmente ottenuto con un debole urto verso la fine della regione supercritica. Permettere una debole onda d'urto invece di cercare di progettare un profilo "shock-free" alle condizioni di progetto riduce le penalità di volo a condizioni di "off-design".

Per quanto riguarda i caccia per spingere le prestazioni nelle manovre la situazione è diversa rispetto alle considerazioni che si fanno per le condizioni di crociera. Se l'obiettivo è quello di ottenere un'alta efficienza di portanza ad alti coefficienti di portanza utilizzando la tipologia di flusso attaccata e quindi bidimensionale l'enfasi passa da una distribuzione di portanza in apertura ellittica, tipica per la minima resistenza indotta, verso una distribuzione di portanza in apertura che spinge ogni coefficiente di portanza locale al suo massimo. La penalità per una distribuzione di portanza in apertura non ellittica è piccola se paragonata all'addizionale resistenza di profilo che generano profili che sull'ala lavorano a condizioni oltre quella limite di flusso attaccato. Un'altra considerazione deve essere fatta. Se il profilo è progettato per lavorare ad elevati C_L vi sarà una forte onda d'urto a valle dell'ala. Per ottenere bassi valori di resistenza questo urto dovrebbe essere fortemente inclinato, ovvero assumere un consistente angolo di freccia. Questo significa che il bordo di uscita dell'ala dovrebbe avere un'alta freccia. Questo quindi favorisce l'ala a freccia negativa in cui le prestazioni transoniche sono superiori rispetto a quelle di altri tipi di ali.

2.1.2 – SUPERSONICO

Nel supersonico risulta fondamentale una buona capacità di crociera, per questo i profili devono essere in grado di sviluppare una buona efficienza. Tuttavia il caccia deve essere anche in grado di manovrare a queste velocità, in quanto in combattimento, soprattutto se dotato di capacità di "supercruise", entrerà sicuramente a regime supersonico. Anche se questa velocità non sarà mantenuta per molto tempo dato l'alto "energy bleeding rate" e le limitazioni strutturali della cellula, tuttavia il profilo deve garantire che non si formino eccessive instabilità nel flusso, che in particolare portino a deterioramenti della controllabilità del veicolo.

Come detto prima però anche qui devono essere raggiunti dei compromessi in quanto i profili solitamente sono progettati per fornire alti coefficienti di portanza a regimi transonici e l'unico parametro pienamente soddisfatto per il volo a regimi supersonici è il ridotto spessore percentuale.

Questo perché la manovrabilità in combattimento può imporre il sacrificio di prestazioni in supersonico, inoltre la forma in pianta dell'ala che solitamente è di basso allungamento con bordi di attacco ad elevata freccia garantisce che per la maggior parte dell'involucro di volo il bordo di attacco del profilo veda una velocità pressoché subsonica.

In taluni casi tuttavia è comunque possibile avere a che fare con flussi bidimensionali supersonici, infatti non sempre la freccia viene mantenuta ad elevati valori, come ad esempio i casi in cui la riduzione della traccia radar risulta essere uno dei requisiti di progetto principali.

2.1.2-1 – FORMA GENERALE DEI PROFILI SUPERSONICI

Quando si progetta un profilo supersonico la prima cosa che si deve ricordare è che la resistenza associata ad un'onda d'urto aumenta all'aumentare dell'entropia attraverso l'urto, come accade quando l'inclinazione di questo aumenta, raggiungendo il massimo con un'onda d'urto normale. Questa considerazione indica che nell'ottica di produrre un profilo più performante possibile forti onde d'urto devono essere evitate e perciò nasi appuntiti devono essere preferiti. Infatti se un profilo possiede un certo raggio di curvatura sul naso la deviazione della linea di corrente nel punto A della figura sottostante è dell'ordine di 90°

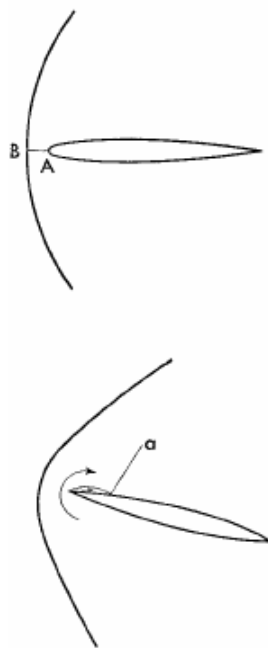


Figura –Differenza di campo aerodinamico di un profilo a basso spessore percentuale, fra basse incidenze ed alte incidenze. Anche se in entrambi i casi l'urto è staccato, si può notare come alle alte incidenze vi è un'ulteriore separazione a bolla che ne penalizza le prestazioni

Quindi, a qualsivoglia numero di Mach, la deviazione è più grande della massima ammissibile e quindi al punto A non è possibile un equilibrio con un urto. I disturbi viaggiano verso monte creando un forte urto al punto B. Nella zona AB il flusso è subsonico. In questo caso l'urto è forte e la variazione di entropia è larga. Per questa ragione profili con il naso arrotondato non sono adatti in prima approssimazione al volo a regime supersonico. I migliori sono in questo caso profili appuntiti con un urto attaccato al loro naso.

Tuttavia è evidente che un bordo di attacco a punta è più conveniente solo se l'urto è attaccato. Qualora l'urto diventi staccato (ad esempio ad incidenze più alte) il flusso che incontra il bordo di attacco sarà subsonico. Tuttavia avrà a che fare con un profilo a bassissimo spessore percentuale il che provocherà quasi sicuramente una separazione a bolla con conseguente urto alla fine di questa (urto "a" nella figura). La resistenza in questo caso è elevata e può essere ridotta utilizzando un raggio di curvatura finito al bordo di attacco. Quindi per concludere qualora sia prevista la necessità di manovrare in supersonico, risulterà essere migliore un profilo con naso a curvatura piuttosto che un profilo a punta per i suddetti motivi. Il concetto quindi si sposa bene con i profili dei caccia ottimizzati per il transonico e quindi con nasi a raggio di curvatura finito. La perdita che si otterrebbe in condizioni di crociera

rispetto ad un profilo a punta può facilmente essere recuperata tramite l'utilizzo di altre accortezze come ad esempio la freccia o flap di bordo di attacco.

2.1.2-2 – DETERMINAZIONE ANALITICA DEI COEFFICIENTI AERODINAMICI

Se la deviazione del flusso prodotta dal profilo è bassa è possibile assumere con buona approssimazione che tutti i termini che hanno lo stesso ordine del cubo dell'angolo di deviazione che il profilo impone al flusso possano essere trascurati.

Andiamo quindi a scrivere le seguenti relazioni ricavabili dall'assunzione di queste ipotesi sulle equazioni del flusso

$$c_1 = \frac{1}{\sqrt{M_1^2 - 1}}$$

$$c_2 = \frac{1}{M_1^2 - 1} \left[\frac{(\gamma + 1)M_1^4}{4(M_1^2 - 1)} - 1 \right]$$

$$c_3 = \frac{1}{12(M^2 - 1)^{3.5}} \left[(\gamma + 1)M^8 + (2\gamma^2 + 7\gamma - 5)M^6 + 10(\gamma + 1)M^4 - 12M^2 + 8 \right]$$

Inoltre prendiamo il seguente sistema di riferimento

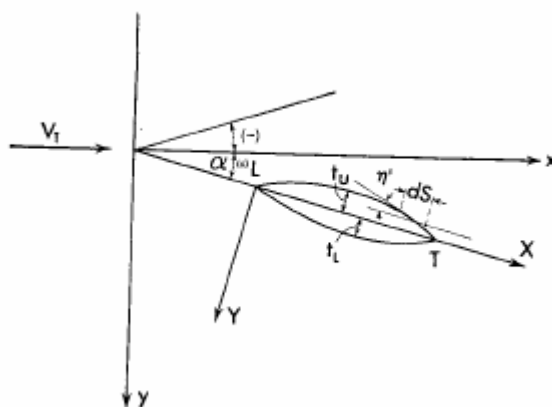


Figura – Sistema di riferimento per l'analisi del profilo

Indicata con c la corda del profilo potremmo scrivere le seguenti relazioni

$$D_2 = \frac{1}{c} \int_L^T \left(\frac{dY}{dX} \right)^2 dX \quad D_3 = \frac{1}{c} \int_L^T \left(\frac{dY}{dX} \right)^3 dX$$

$$F_2 = \frac{1}{c} \int_L^T \left(\frac{dY}{dX} \right)^2 dX \quad F_3 = \frac{1}{c} \int_L^T \left(\frac{dY}{dX} \right)^3 dX$$

Dove D indica il dorso ed F il ventre. I coefficienti di resistenza e di portanza del profilo saranno quindi

$$C_l = 4c_1\alpha + 2c_2(F_2 - D_2)$$

$$C_d = 4c_1\alpha^2 + 6c_2\alpha(F_2 - D_2) - 2c_1(F_2 + D_2) + 2c_2(F_3 - D_3)$$

Da qui si ricava che per un flusso supersonico il coefficiente di portanza è una funzione lineare dell'incidenza come nel caso subsonico, tuttavia qui il valore è nettamente inferiore e diminuisce all'aumentare del numero di Mach

$$\frac{dC_l}{d\alpha} = 4c_1 = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}}$$

Per quanto riguarda l'angolo di incidenza nulla questo sarà pari a

$$\alpha_0 = -\frac{c_2}{2c_1}(F_2 - D_2)$$

Se la faccia superiore è più curva di quella inferiore α_0 è negativo e viceversa. Questo indica che un profilo con curvatura positiva ad incidenza geometrica nulla sperimenta deportanza, l'opposto di quello che accade in subsonico. A parità di forma fissata l'angolo di portanza nulla cambia al variare del numero di Mach, come si può vedere dalla precedente formula.

L'angolo di portanza nulla in supersonico ha un valore assoluto inferiore rispetto al subsonico, ed infatti è di un ordine di grandezza inferiore.

Riassumendo infine avremo i seguenti risultati per la resistenza

$$C_d = \frac{C_l^2}{4c_1} + \frac{c_2}{2c_1}(F_2 - D_2)C_l + C_{d0}$$

$$C_{d0} = 2c_1(F_2 + D_2) + 2c_2(F_3 - D_3)$$

Come si può vedere il coefficiente di resistenza a portanza nulla aumenta all'aumentare del numero di Mach.

2.1.2.3 – COEFFICIENTI AERODINAMICI DI PROFILI DI FORMA DEFINITA

Di seguito andremo ad applicare le formule ricavate precedentemente a delle ben determinate forme di profilo tipiche per il volo supersonico.

LASTRA PIANA

Per la lastra piana valgono le seguenti relazioni

$$C_l = \frac{4\alpha}{\sqrt{M^2 - 1}}$$

$$C_d = \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M^2 - 1}} = \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{4} C_l^2$$

PROFILO AD ARCO DI CIRCONFERENZA

Se definiamo t_U come lo spessore del dorso e t_L lo spessore del ventre abbiamo

$$C_{d0} = \frac{32}{3} \left[\frac{t_U^2}{c^2} + \frac{t_L^2}{c^2} \right] \frac{1}{\sqrt{M^2 - 1}}$$
$$\alpha_0 = -\frac{8}{3\sqrt{M^2 - 1}} \left[\frac{(\gamma + 1)M^4}{4(M^2 - 1)} - 1 \right] \left[\frac{t_L^2}{c^2} - \frac{t_U^2}{c^2} \right]$$
$$C_l = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} (\alpha - \alpha_0)$$
$$C_d = \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{4} C_l^2 - \alpha_0 C_l + C_{d0}$$

Gli spessori del profilo sono dati dalla seguente relazione

$$\frac{t}{c} = -\frac{t_U}{c} + \frac{t_L}{c}$$

Quindi la resistenza a portanza nulla raggiunge il suo minimo quando, fissato lo spessore percentuale abbiamo

$$\frac{t_U}{c} = -\frac{t_L}{c}$$

Ovvero quando il profilo è simmetrico. In questo caso quindi per un profilo simmetrico circolare abbiamo

$$C_{d0} = \frac{16}{3} \frac{\left(\frac{t}{c}\right)^2}{\sqrt{M^2 - 1}}$$
$$\alpha_0 = 0$$
$$C_l = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} \alpha$$
$$C_d = \frac{C_l^2 \sqrt{M^2 - 1}}{4} + C_{d0}$$

Se poi il profilo ha il ventre piatto ed il dorso ad arco di circonferenza avremo

$$C_{d0} = \frac{32}{3} \left(\frac{t}{c} \right)^2 \frac{1}{\sqrt{M^2 - 1}}$$

$$\alpha_0 = \frac{8}{3\sqrt{M^2 - 1}} \left[\frac{(\gamma + 1)M^4}{4(M^2 - 1)} - 1 \right] \left(\frac{t}{c} \right)^2$$

$$C_l = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} (\alpha - \alpha_0)$$

$$C_d = \frac{C_l^2 \sqrt{M^2 - 1}}{4} - \alpha_0 C_l + C_{d0}$$

Dalle precedenti equazioni è possibile vedere come la resistenza sia proporzionale al quadrato dello spessore percentuale, perciò come detto in supersonico lo spessore percentuale deve essere ridotto al minimo.

PROFILO DI MINIMA RESISTENZA A SPESSORE FISSATO

Definite le misure nella figura seguente

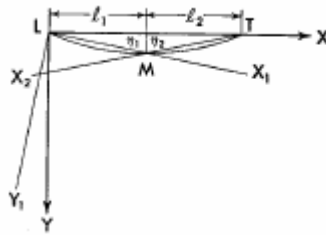


Figura – Sistema di riferimento per l'analisi del profilo con spessore

Abbiamo che per ogni posizione del punto M o per ogni posizione del massimo spessore il valore di C_{d0} è minimo quando

$$\int_L^M \left(\frac{\partial Y_1}{\partial X_1} \right)^2 dX_1 + \int_M^T \left(\frac{\partial Y_2}{\partial X_2} \right)^2 dX_2 = 0$$

Ovvero quando il profilo è formato da due linee dritte LM ed MT . Quindi per uno spessore percentuale fissato e per una data posizione del massimo spessore la minima resistenza si ottiene collegando con due linee il bordo di uscita, il bordo di attacco ed il punto di massimo spessore, ovvero formando la cosiddetta “forma a diamante”. Inoltre abbiamo che la posizione del massimo spessore per ottenere la minima resistenza sarà

$$l_1 = \frac{c}{2} \left(1 + \frac{c_2}{c_1} \frac{t}{c} \right)$$

Inoltre il valore corrispondente del coefficiente di resistenza a portanza nulla sarà

$$C_{d0_{\min}} = 4c_1 \left(\frac{t}{c} \right)^2 \left[1 - \left(\frac{c_2}{c_1} \frac{t}{c} \right)^2 \right]$$

Come si può vedere quindi il punto ottimale si sposta verso il bordo di uscita all'aumentare del numero di Mach.

PROFILO OTTIMALE A MOMENTO D'INERZIA FISSATO

Le formule ricavate fin'ora evidenziano come per ottenere bassi valori di resistenza i profili debbano avere bassi spessori percentuali. Tuttavia quando lo spessore diminuisce iniziano a sorgere altri problemi, di natura strutturale. In questo caso acquista molta importanza il momento d'inerzia del profilo rispetto alla corda, risulta quindi interessante paragonare i coefficienti di resistenza di profili aventi le stesse proprietà inerziali. Dato un profilo di forma trapezoidale

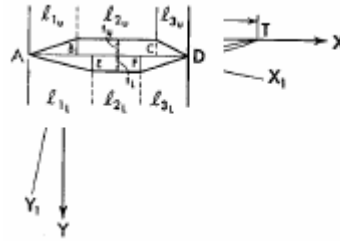


Figura – Sistema di riferimento per l'analisi di un profilo di forma trapezoidale

Se ipotizziamo che questo sia simmetrico avremo la seguente espressione del momento d'inerzia

$$I = \frac{t^3}{48} [4c - 3(l_1 + l_3)]$$

Questa equazione ci permette di ricavare il coefficiente di resistenza a portanza nulla in funzione del momento d'inerzia

$$C_{d0} = -\frac{16}{c(l_1 + l_3)} \left[\frac{6I}{4c - 3(l_1 + l_3)} \right]^{\frac{2}{3}} \left[1 - \left(\frac{c_2}{c_1} \right)^2 \frac{4}{(l_1 + l_3)^2} \left[\frac{6I}{4c - 3(l_1 + l_3)} \right]^{\frac{2}{3}} \right]$$

Abbiamo quindi il minimo di resistenza quando

$$l_1 + l_3 = \frac{4}{5}c$$

$$l_2 = \frac{1}{5}c$$

È quindi possibile concludere che a parità di momento di inerzia il miglior profilo ottimale è quello che presenta una piccolissima o se non assente variazione di

spessore nella parte centrale. Quindi ancora una volta risultano migliori i profili ottimizzati per il transonico dato il loro dorso quasi piatto.

PROFILO AD EFFICIENZA MASSIMA

Il profilo a massima efficienza risulta essere il diamante. Tuttavia questo non dovrà essere simmetrico, più precisamente avrà più spessore nella parte superiore. Per la condizione di ottimo lo spessore massimo dovrà trovarsi nel punto in cui offre la minima resistenza a portanza nulla, come visto prima, mentre la legge dello spessore sarà la seguente

$$\frac{t_U}{c} = -\frac{t_L}{c} \left(1 + 2 \frac{c_2}{c_1} \frac{t}{c} \right)$$

Quindi abbiamo che l'efficienza, escludendo gli effetti viscosi, aumenta leggermente con l'aumentare del numero di Mach, mentre il $C_{l_{E \max}}$ diminuisce all'aumentare del numero di Mach.

2.1.2-4- RISULTATI SPERIMENTALI, AGGIUNTA DEGLI EFFETTI VISCOSI

La presenza dello strato limite cambia il fenomeno, anche dal punto di vista quantitativo, soprattutto vicino al bordo di uscita, in quanto qui l'interazione con le onde d'urto può portare a separazione, in quanto per un profilo con spessore finito una compressione avviene sempre al bordo di uscita, su un lato o su entrambi.

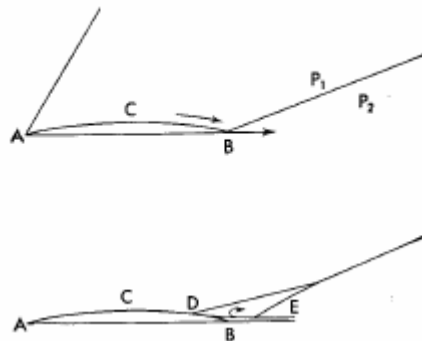


Figura – Differenza fra caso ideale e caso reale

Lo strato limite che viene a formarsi lungo la faccia ABC non riesce ad attraversare l'urto quindi una separazione è possibile. La pressione p_2 è trasmessa nello strato limite a monte del punto B e nello strato limite la compressione è graduale. In D incomincia una compressione graduale e nella zona DE , anch'essa al di fuori dello strato limite, avviene una deviazione della compressione. Per equilibrio la pressione deve essere uguale ai due lati della linea di corrente DE , quindi la deviazione prodotta da questa deve essere collegata con l'aumento di pressione nello strato limite. Una spessa scia viene a formarsi nella zona DBE , che ne cambia la distribuzione delle pressioni. Lo spessore della scia dipende dalla condizione dello strato limite dal numero di *Reynolds* e dall'entità dell'urto. La separazione in DE impedisce l'espansione. Come conseguenza la portanza prodotta diminuisce rispetto al calcolo teorico ma anche la resistenza è minore.

Riassumendo quindi abbiamo che valgono le seguenti regole di progetto

1. Profili del tipo “*uncambered double-wedge*” con il massimo spessore a metà corda geometrica avranno in generale il centro di pressione spostato leggermente in avanti rispetto al risultato della teoria lineare di “*Ackeret*”, tuttavia questo si avvicinerà a metà corda con l’abbassarsi del numero di Mach verso il valore unitario. Profili con il massimo spessore verso il bordo di uscita avranno il centro di pressione verso la metà della corda a tutte le velocità supersoniche fissata l’incidenza, sempre che questa non sia eccessivamente alta da provocare un’onda d’urto staccata al bordo di attacco, o che l’espansione al bordo di uscita non sia oltre i limiti consentiti

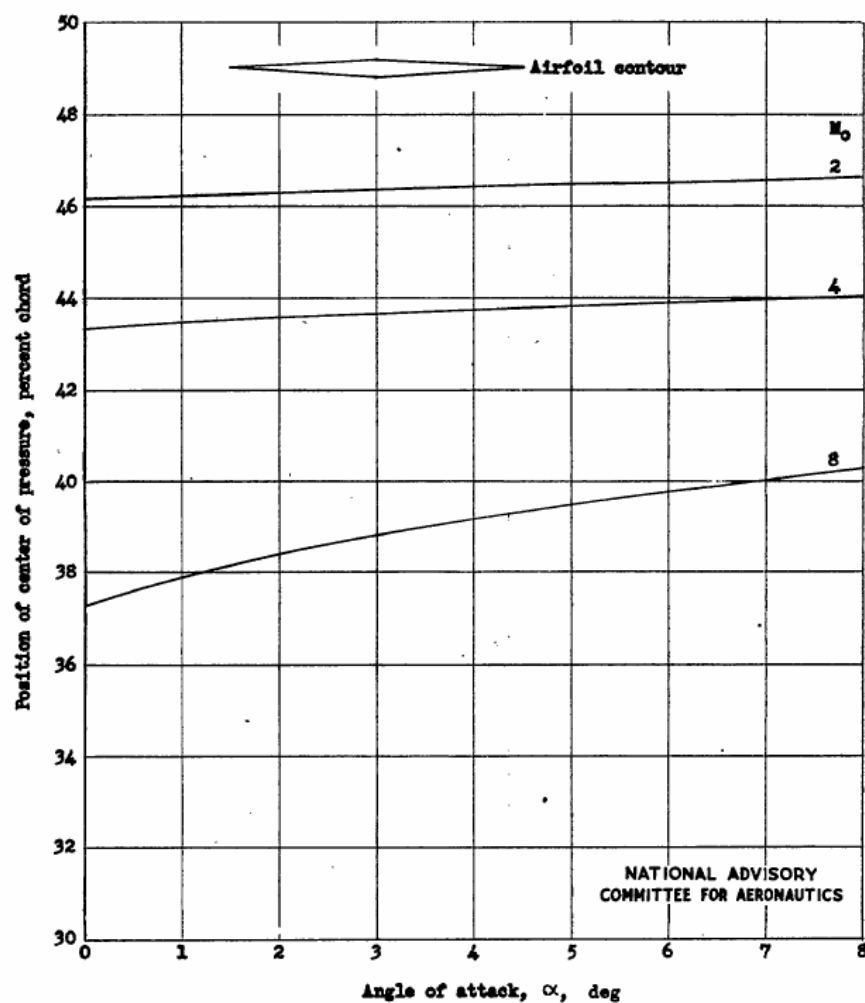


Figura – Posizione del centro di pressione al variare dell’incidenza e del numero di Mach per un profilo a diamante

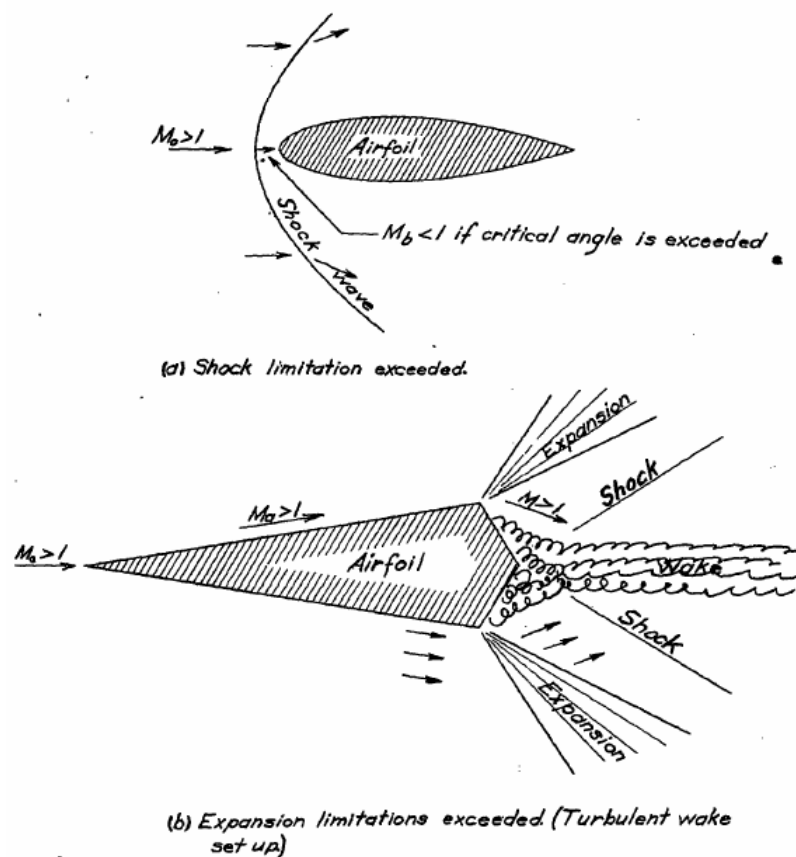


Figura – Esempi di condizioni limite per il flusso supersonico, caso “a”, superamento dei limiti dell’urto e conseguente onda d’urto staccata, caso “b”, superamento dei limiti di espansione e conseguente separazione del flusso

2. Il coefficiente di resistenza di pressione ed il coefficiente di portanza fissato l’angolo di attacco diminuiscono allo stesso modo all’aumentare del numero di Mach, ed il loro rapporto è pressoché costante con il numero di Mach. L’aggiunta della “*skin friction*” che a numeri di *Reynolds* elevati risulta essere pressoché costante, porta come risultato ad una diminuzione dell’efficienza all’aumentare del numero di Mach

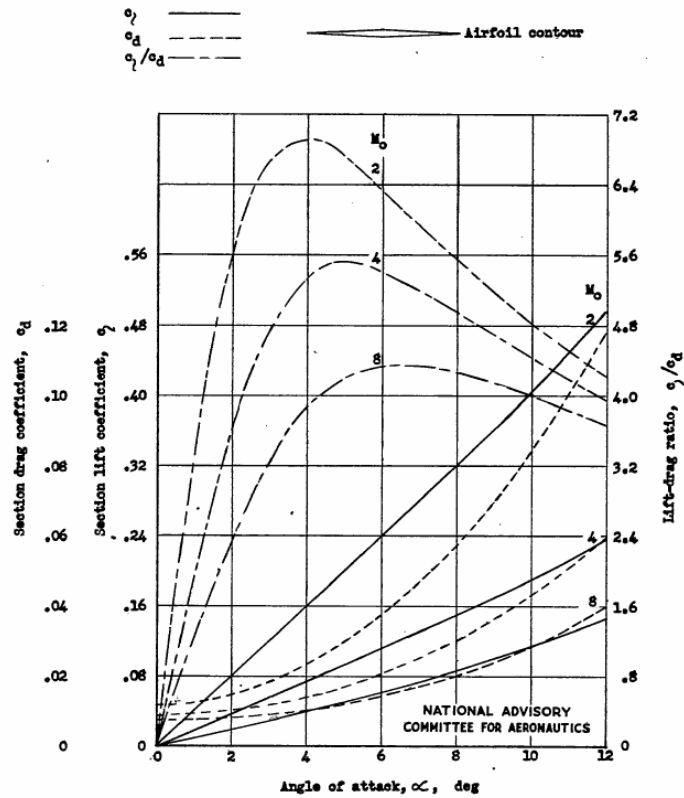


Figura – Effetto dell'incidenza e del numero di Mach sulle caratteristiche di un profilo con spessore percentuale del 5%, con il massimo a metà della corda, in questo caso è stata aggiunta anche la resistenza d'attrito tramite l'aumento del coefficiente di resistenza di 0.006

3. La posizione ottimale per il massimo di spessore per un dato spessore percentuale per ottenere il minimo della resistenza dipende dalla forma del profilo e dal numero di Mach.

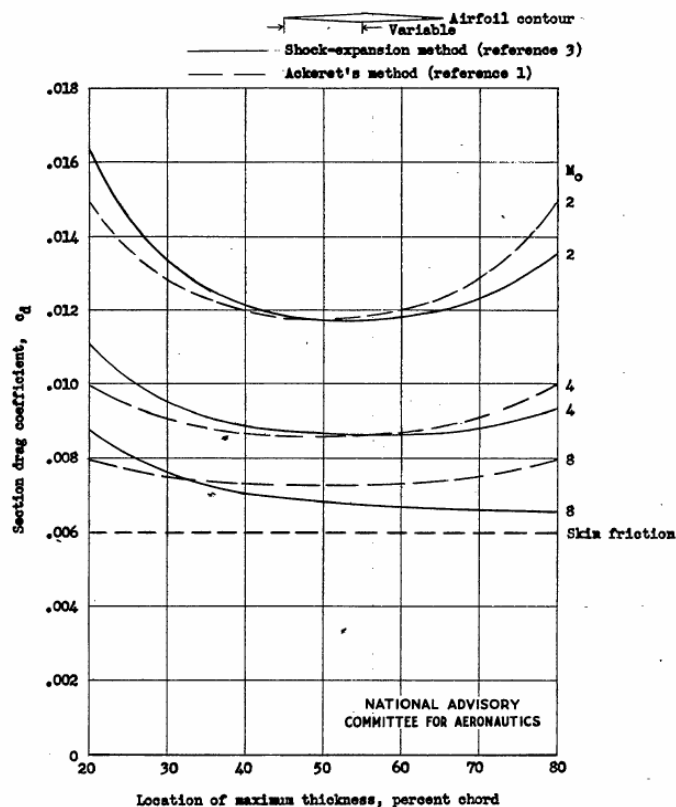


Figura – Effetto del punto di massimo spessore sulla resistenza di un profilo con spessore percentuale pari a 5%, niente curvatura, incidenza nulla

4. L'introduzione di curvatura della linea media aumenta il coefficiente di resistenza ad incidenza nulla ma diminuisce il coefficiente di resistenza alle elevate incidenze. L'angolo di portanza nulla è leggermente variato ma la pendenza della curva di portanza rimane pressoché la medesima. Questo implica che un'ala con curvatura sperimenterà una variazione dell'angolo di portanza nulla passando da regime subsonico a regime supersonico, in quanto gli effetti della curvatura sono opposti per i due regimi. L'aggiunta della curvatura diminuisce l'efficienza alle basse efficienze e quindi in condizioni di crociera ma l'aumenta alle incidenze elevate ovvero in condizioni di manovra

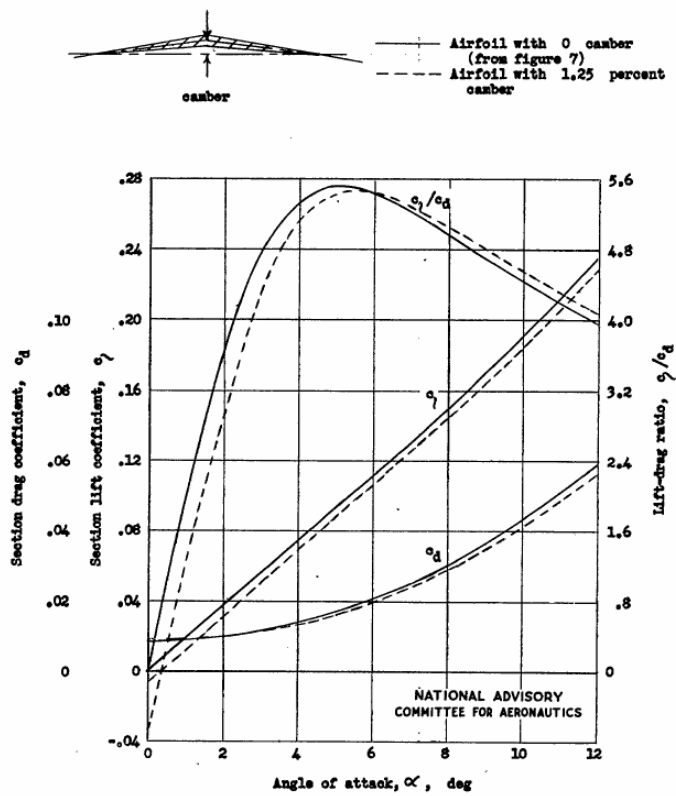


Figura – Effetto dell'incidenza e delle caratteristiche di curvatura su un profilo con spessore percentuale del 5% a $Mach = 4$

2.2 – AERODINAMICA 3D

A differenza di tutti gli altri modelli di aerei nei caccia il meccanismo di produzione della portanza tridimensionale predomina largamente. Questo è dovuto sia dal fatto che gli allungamenti sono ridotti sia dal fatto che le elevate prestazioni di manovra richiedono flussi capaci di lavorare in situazioni estreme con elevati gradienti avversi, cosa che porterebbe immediatamente alla distruzione del meccanismo di produzione della portanza bidimensionale, ovvero la circuitazione attorno al profilo. Per questo sempre più spesso si utilizzano tipologie di flusso separato, in cui tuttavia la separazione non avviene in modo disorganizzato, bensì è caratterizzata da una struttura regolare del flusso, con maggiori proprietà energetiche, il vortice.

Infatti l'aerodinamica tridimensionale ha alla base della formazione della portanza le aspirazioni fornite dalla presenza di un vortice ben definito sulla superficie alare che viene favorito sia nella nascita che nella sua formazione. Sebbene questo vortice riduca l'efficienza globale e non sia in grado di raggiungere valori simili a quelli dell'efficienza dei profili, è in grado di sviluppare forti aspirazioni ed inoltre è capace di tollerare incidenze nettamente superiori a quelle di un profilo.

2.2.1 – VORTEX LIFT

Quando risulta necessario il volo alle elevate incidenze, o comunque riuscire a ritardare il più possibile il crollo della portanza, si ricorre alla produzione di portanza tramite le aspirazioni generate da un vortice organizzato.

Un vortice viene a crearsi ogniqualvolta il fluido in movimento si trova di fronte un'improvvisa discontinuità, sia meccaniche, che indotta come ad esempio un forte gradiente di pressione avverso. Il flusso risultante dall'impatto con questa discontinuità è una struttura coerente viscosa in cui la velocità cambia in continuazione il suo orientamento sui 360°. Tutte le strutture vorticali hanno la capacità di aumentare l'energia del fluido.

Nelle ali che utilizzano questo meccanismo di produzione di portanza, la curva caratteristica del C_L non è più lineare, in prima approssimazione la si può assumere quadratica, e lo stallo avviene quando queste strutture vorticosi “esplodono”, cioè quando passano dall'essere un vortice coerente ad una struttura disorganizzata in cui la vorticità invece di essere concentrata viene diffusa e sparsa velocemente in tutto il campo circostante. Questo fenomeno prende il nome di “*breakdown*” o “*burst*” del vortice.

Per andare a scoprire a fondo i vantaggi e gli svantaggi del “*vortex lift*” partiamo dall'analisi del caso più semplice e più rappresentativo di questa categoria, ovvero l'ala a delta.

2.2.1-1 – ALA A DELTA

A bassa velocità ed alle basse incidenze l'ala a delta è in grado di generare un elevato carico di portanza grazie alla presenza di intensi vortici che si distaccano dal bordo di attacco. A regime supersonico ed a basse incidenze l'alta freccia comporta caratteristiche vantaggiose dal punto di vista della resistenza. Quindi l'ala a delta combina i vantaggi di un'efficiente capacità di crociera supersonica con un'alta capacità di manovra subsonica.

Viene naturale quindi dedurre perché questa forma viene utilizzata sovente nei caccia, dato il loro ampio inviluppo di volo e le specifiche di manovra e crociera che devono

essere raggiunte. Risulta quindi opportuno esaminare i meccanismi che si trovano alla base dello sviluppo della portanza in un'ala a delta.

LEADING EDGE VORTEX

La struttura del flusso in un'ala a delta alle moderate incidenze risulta essere estremamente complessa. Solitamente a frecce superiori ai 45° vengono a formarsi un paio di vortici che si distaccano dal bordo di attacco. Il flusso infatti provenendo da monte inizialmente si attacca sulla faccia inferiore quindi tende a girare intorno al bordo di attacco. Incapace di girare intorno allo spigolo il flusso si separa e viene a formarsi lo “*shear layer*” o “*vortex sheet*”.

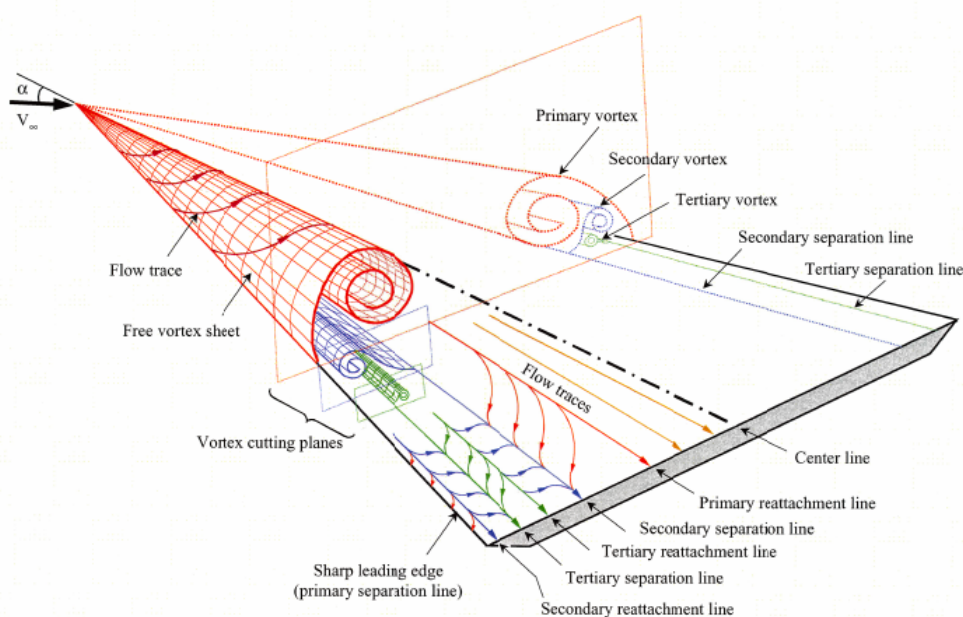


Figura – Schema della struttura del flusso sul dorso di un'ala a delta

Un gradiente di pressione sulla faccia superiore in direzione trasversale impone allo “*shear layer*” un movimento verso l'interno che ne comporta l'avvolgimento e la formazione di un vortice concentrato. Il flusso che si muove sopra il vortice, spinto verso il basso, successivamente si riattacca sulla superficie alare prima di rimuoversi verso il bordo di attacco passando sotto il vortice primario. All'esterno del vortice lo strato limite superficiale incontra un gradiente di pressione avverso che ne causa la separazione e la formazione di un vortice secondario contro-rotante rispetto a quello primario. L'effetto principale di questo secondo vortice è lo spostamento di quello primario verso l'alto e verso l'interno dell'ala. L'effetto è maggiore se lo strato limite superiore è laminare perché la separazione avviene prima e il vortice secondario risulta essere più grande.

All'esterno del secondo vortice il flusso si riattacca e si avvicina al bordo di attacco, qui poi nuovamente si separa e si riunisce al flusso dello “*shear layer*” proveniente dal ventre dell'ala.

Il flusso passante sull'ala a delta è accelerato dal vortice primario, il che comporta un aumento di portanza rispetto al caso senza vortici. Questa portanza aggiuntiva solitamente viene denominata non lineare oppure anche “*vortex lift*”. Deve essere evidenziata tuttavia la perdita del picco di aspirazione al bordo di attacco dovuta alla

separazione del flusso, cosa che comporta un aumento di resistenza. Questa penalità può essere annullata in parte dall'inserimento di "flaps" di bordo di attacco in grado di spostare leggermente il vortice primario verso l'esterno e di convertire una piccola parte di portanza in spinta dovuta alle aspirazioni.

Il flusso nel nucleo del vortice assomiglia ad un getto rotante. Le velocità assiali possono raggiungere valori più di tre volte maggiori di quella a monte del flusso indisturbato. Una spiegazione qualitativa per l'alta velocità assiale lungo il nucleo può essere provvista in termini del modello del vortice a fogli di spirale. L'inclinazione delle linee vorticosi a spirale dell'asse del vortice è tale da far sì che queste inducano una componente di velocità verso valle lungo l'asse del vortice.

Qualora la freccia dell'ala sia elevata e/o il numero di *Reynolds* sia abbastanza basso da far sì che lo "shear layer" al distacco sia laminare viene a formarsi intorno al vortice primario dei piccoli vortici che seguono una traiettoria fissa rispetto a quella del vortice primario e favoriscono la stabilità del vortice stesso.

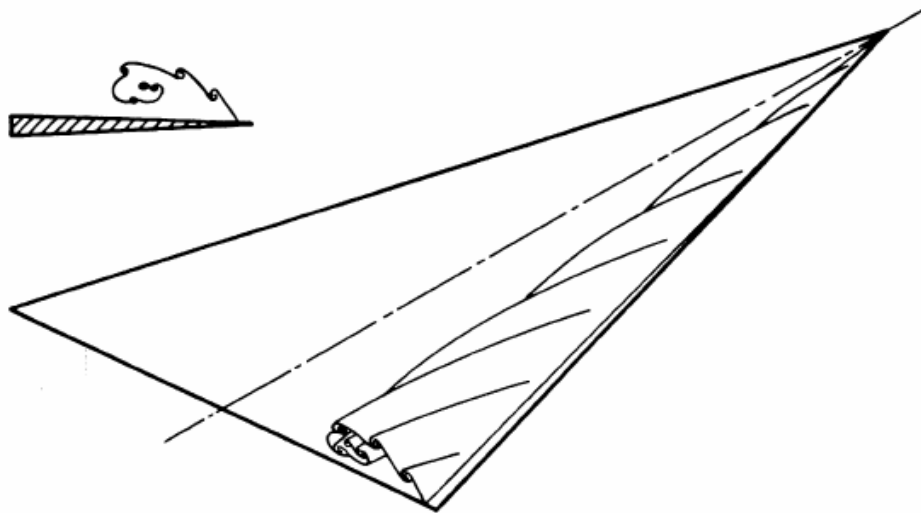


Figura – Sviluppo di vortici co-rotanti con quello primario dovuto all'elevata freccia e/o ad un eventuale numero di *Reynolds* abbastanza basso da far sì che lo "shear layer" si distacchi ancora laminare

VORTEX BREAKDOWN

Aumentando l'incidenza dell'ala si aumenta di pari passo anche l'intensità del vortice, con la velocità assiale del vortice che ari passo. Ad un certo punto tuttavia lungo il vortice avviene un'improvvisa trasformazione che comporta la stagnazione del flusso assiale e la conseguente "esplosione" del vortice con la diffusione su larga scala di turbolenza e vorticità. La posizione in cui avviene il "burst" dipende principalmente dall'incidenza e dalla freccia al bordo di attacco dell'ala.

Per frecce elevate il "breakdown" avviene oltre il bordo di uscita dell'ala, ma con l'aumento dell'angolo di attacco o la diminuzione della freccia questo incomincia a risalire a monte fino a raggiungere la superficie alare. Il "breakdown" comporta la perdita di portanza dovuta ad un'improvvisa perdita delle aspirazioni sul dorso.



Figura – Esempio di “breakdown” del vortice sull’ala di questo F/A 18C “Hornet”, volo livellato ad un’incidenza di 30°

EFFETTI DEL NUMERO DI MACH

A regimi supersonici e ad incidenze moderate un bordo di attacco a punta con una forte freccia (ovvero bordo di attacco subsonico) produrrà sul dorso dell’ala il ben noto vortice . Tuttavia questa è solo una delle possibili tipologie di flusso che possono esistere sul dorso di un’ala a delta in regime supersonico.

In questa situazione risultano importanti due parametri, ovvero l’incidenza ed il numero di Mach misurati rispetto alla normale del bordo di attacco

$$\alpha_N = \arctan\left(\tan \alpha / \cos \Lambda\right)$$

$$M_N = M \cos \Lambda (1 + \sin^2 \alpha \tan \Lambda)$$

Al variare di questi parametri abbiamo le seguenti tipologie di flusso sul ventre dell’ala

- ⇒ “*Classical vortex separation*” – Formazione canonica del vortice sull’ala
- ⇒ “*Bubble separation*” – In questo caso invece che un vortice viene a formarsi una bolla di separazione in cui la vorticità è concentrata in uno spazio ristretto; seppur più debole del classico vortice è comunque una delle tipologie di flusso a cui un buon progetto deve mirare in quanto comunque produce cospicue aspirazioni
- ⇒ “*Vortex with shock*” – In questo caso avviene sempre la formazione del vortice tuttavia nel campo sulla sommità di questo viene a crearsi un’onda

d'urto che aumenta quindi la resistenza e diminuisce le accelerazioni indotte dal vortice

- ⇒ “*Bubble with shock*” – come nel caso precedente, viene a formarsi un’onda d’urto sopra la separazione a bolla
- ⇒ “*Shock with no separation*” – Qui il flusso non si separa al bordo di attacco ma riesce a girarvi intorno tramite un’espansione supersonica, successivamente i valori di flusso indisturbato vengono raggiunti con un urto che tuttavia è abbastanza debole in quanto non provoca alcuna separazione. In questo caso il cono di Mach ha un’apertura minore dell’ala, il bordo di attacco è quindi supersonico
- ⇒ “*Shock with separation*” – Abbiamo sempre un’espansione supersonica intorno al bordo di attacco tuttavia qui l’urto è più forte e riesce a formare dopo di esso una bolla di separazione che interagisce con l’urto stesso. In questo caso il cono di Mach ha un’apertura minore dell’ala, il bordo di attacco è quindi supersonico

L’andamento delle tipologie di flusso a seconda del numero di Mach normale e dell’incidenza normale sarà il seguente

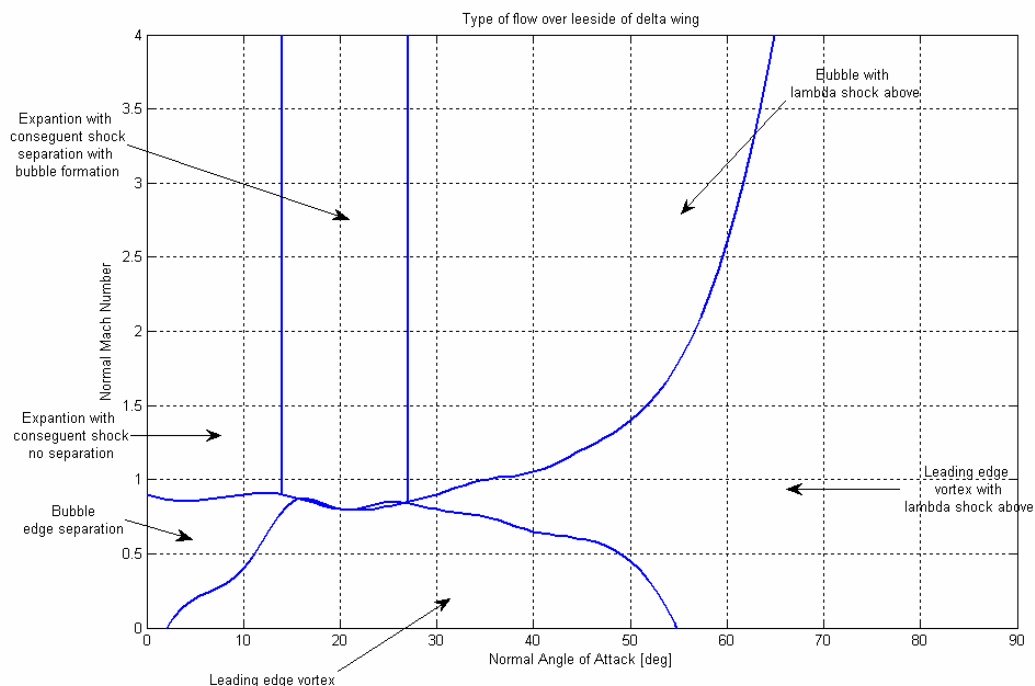


Figura – Schema della tipologia del flusso sul dorso di un’ala a delta a variare del numero di Mach normale e dell’incidenza normale

Al variare dell’angolo di freccia del bordo di attacco avremo invece la seguente situazione

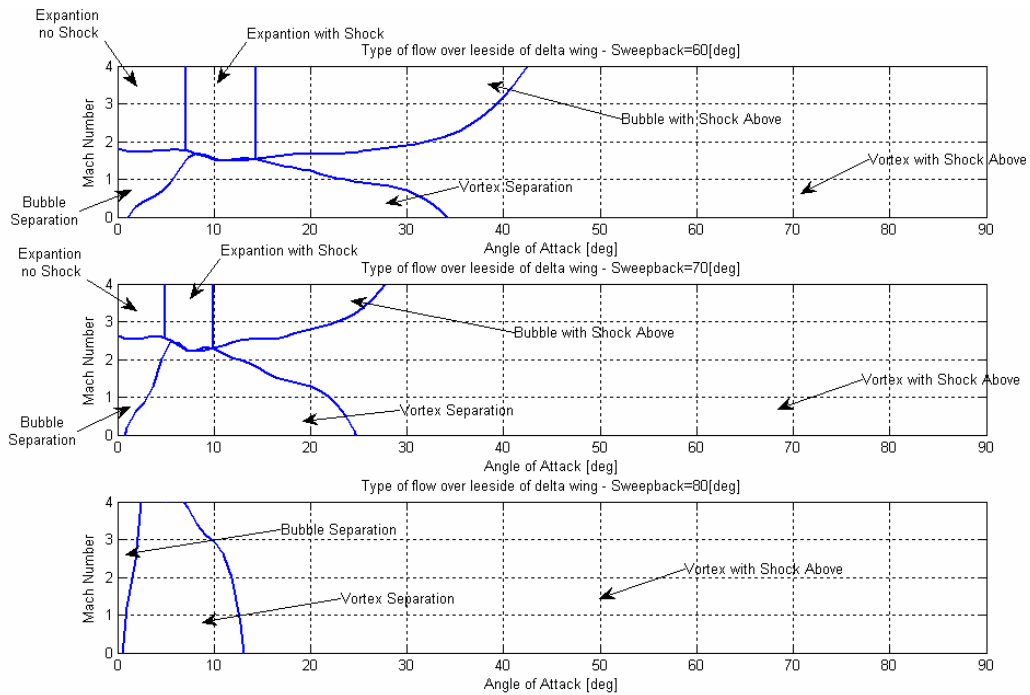


Figura – Schema del flusso sul dorso di un’ala a delta al variare del numero di Mach, dell’incidenza, e della freccia, in questo caso 60°, 70°, 80°

Ovviamente le tipologie più efficaci per l’incremento delle prestazioni sono la “*shockless bubble*” e la “*shockless vortex*”, grazie alle loro marcate aspirazioni ed all’assenza di resistenza aggiuntiva dovuta alla formazione di onde d’urto.

Definite le tipologie di flusso più in generale è bene andare ad esaminare a fondo i vari effetti che freccia al bordo di attacco, raggio di curvatura al bordo di attacco, spessore dell’ala, posizione del massimo spessore dell’ala, curvatura del profilo possono avere sull’aerodinamica delle ali a delta.

Nelle figure sottostanti è sono evidenziate lacune proprietà rilevanti delle ali a delta, fra cui la relazione fondamentale che lega la freccia al bordo di attacco con il parametro di freccia identificato dalla seguente formula

$$\beta \cot \Lambda$$

Dove β è il parametro di Mach supersonico, ovvero $\beta = \sqrt{M^2 - 1}$. Avremo quindi le seguenti relazioni

$$\beta \cot \Lambda < 1 \text{ - Bordo d’attacco subsonico}$$

$$\beta \cot \Lambda > 1 \text{ - Bordo d’attacco supersonico}$$

$$\beta \cot \Lambda = 1 \text{ - Bordo d’attacco sonico}$$

Dobbiamo tuttavia far notare che queste sono relazioni empiriche ed esprimono soltanto quando la componente di velocità normale al bordo d’attacco dell’ala raggiunge o meno le condizioni soniche.

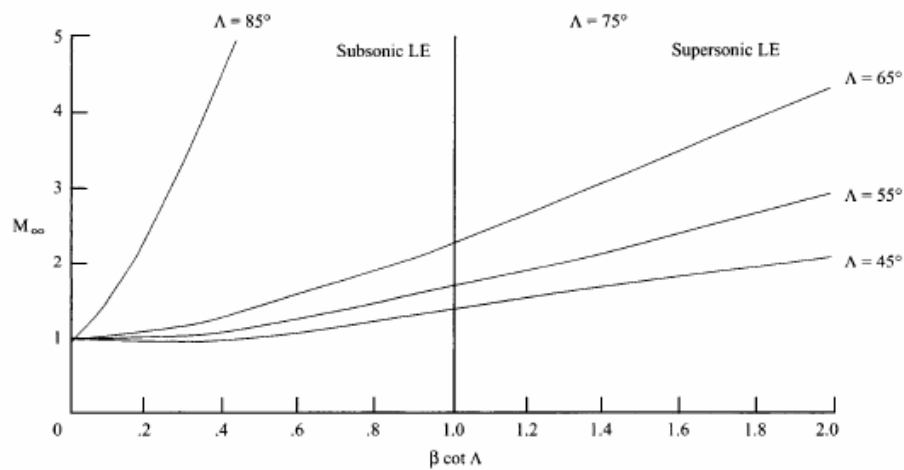


Figura – Variazione delle condizioni del bordo di attacco di un'ala a freccia al variare del numero di Mach della freccia e del parametro di freccia

Nelle figure sottostanti viene invece messo in evidenza l'influenza di parametri come il raggio di curvatura al bordo di attacco.

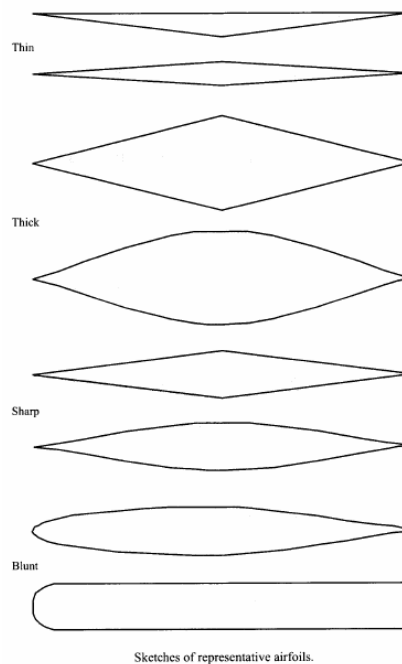


Figura – Schema degli eventuali profili che possono essere utilizzati nelle ali a freccia elevata

Abbiamo, per ali con bordo di attacco a punta e spessore variabile, il seguente andamento della curva $C_{L\alpha}$

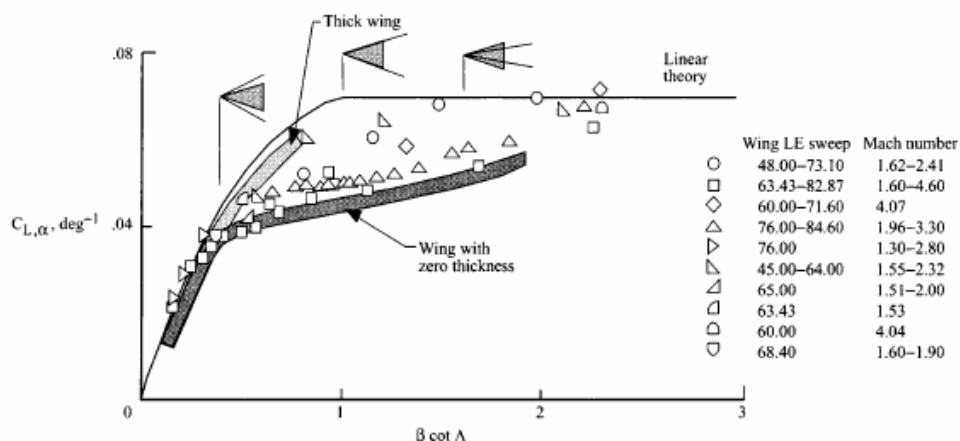


Figura – Variazione della pendenza della curva di portanza al variare del parametro di freccia

Mentre per ali con spessore fissato ma variazione di “bluntness” abbiamo

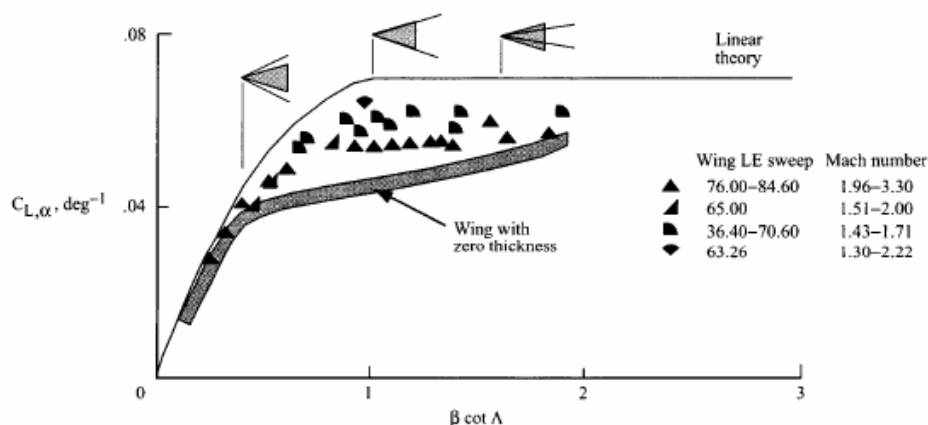


Figura – Variazione della pendenza della curva di portanza al variare del parametro di freccia

I dati in queste figure valgono sia per flusso attaccato che per separazione al bordo di attacco.

Come discusso precedentemente il flusso sul dorso delle ali a delta, sia in regime subsonico che in regime supersonico, è dominato da flussi vorticali separati alle elevate incidenze. Tuttavia anche lo spessore dell’ala ha un’influenza e deve essere preso in considerazione.

ALA DI SPESSORE NULLO

La struttura del flusso in questo caso è uguale a quella descritta precedentemente, che poi è anche quella di riferimento quando si analizzano le ali a delta. La struttura del flusso è un misto di onde d’urto separazioni a bolla e vortici. Per elevati valori di M_N e bassi valori di α_N il valore della velocità trasversale è basso e quindi subcritico con il flusso principale in direzione longitudinale. Come l’incidenza aumenta, aumenta anche l’angolo di curvatura aerodinamico al bordo di attacco il che comporta in un aumento del valore della componente trasversale verso l’interno dell’ala. Questo flusso verso l’interno eventualmente si ricompone e curva assumendo la direzione

longitudinale. Aumentando ancora l'incidenza la velocità trasversale aumenta a tal punto che il cambio di direzione da trasversale a longitudinale avviene tramite un urto. Ulteriore aumento dell'incidenza comporta una separazione dello strato limite dovuta all'urto. Andando oltre abbiamo poi la bolla vorticososa indotta dall'urto che si sposta verso il bordo di attacco. In seguito questa struttura si trasforma in un vortice tipico di un bordo a punta, non appena il “*feed sheet*” si stacca dal bordo di attacco. Questa struttura eventualmente si allontana dalla superficie e viene a formarsi l'urto trasversale. Queste onde d'urto possono essere localizzate sulla superficie superiore del vortice, su quella inferiore od anche in mezzo alle due strutture contro-rotanti.

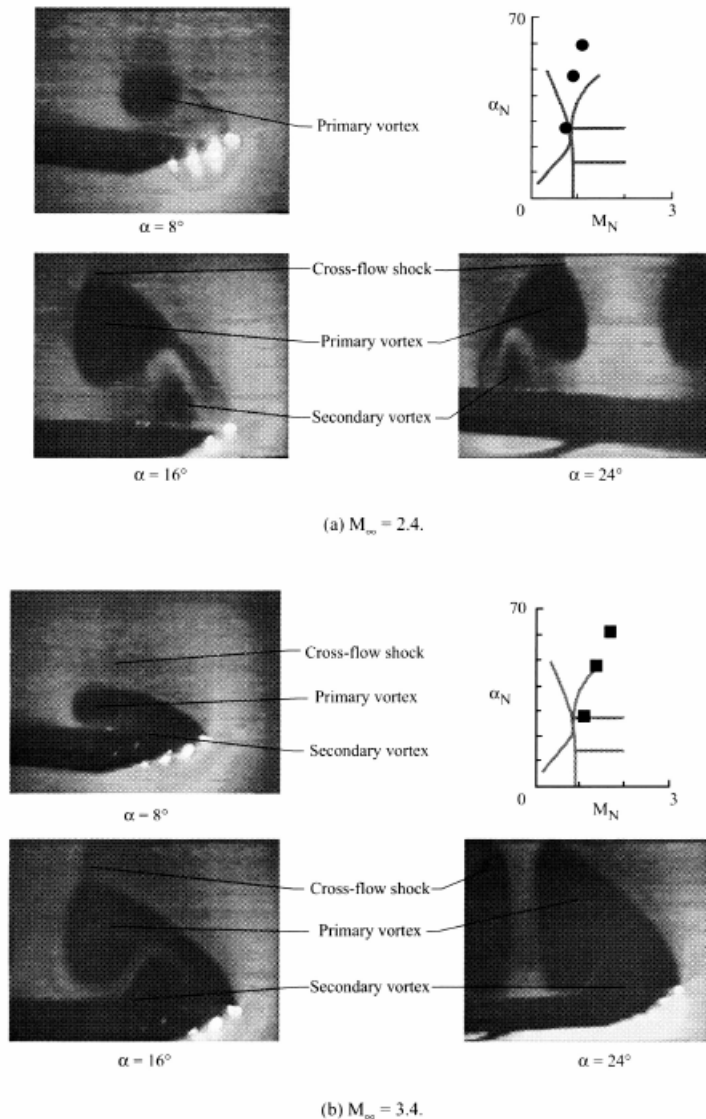


Figura – Tipologia di flusso sul dorso di un'ala a delta di spessore nullo

La struttura vorticale sotto quella principale interagisce con lo strato limite e forma una struttura chiamata “*smoot-wall vortex*”.

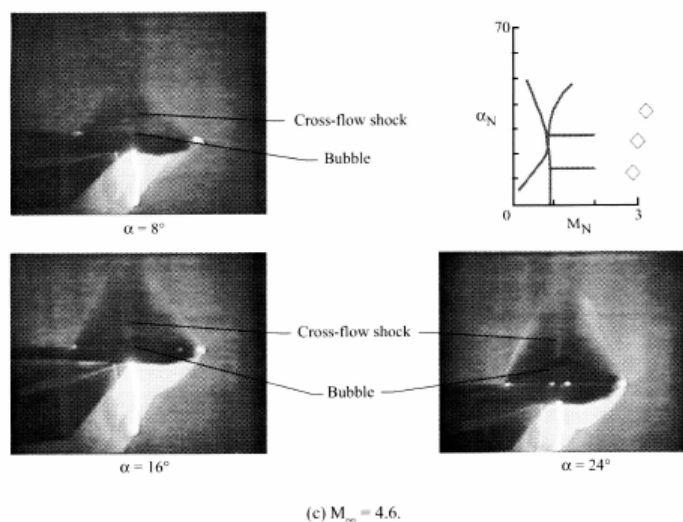


Figura – Tipologia di flusso sul dorso di un'ala a delta di spessore nullo

Diminuendo il valore di M_N sotto l'unità la tipologia del flusso come visto cambia. A basse incidenze si sviluppa una bolla sul bordo di attacco. Aumentando l'angolo di attacco questa bolla si staccherà dalla superficie e diventerà un vortice. Oltre questa condizione si formerà un vortice secondario e poi un vortice con un urto.

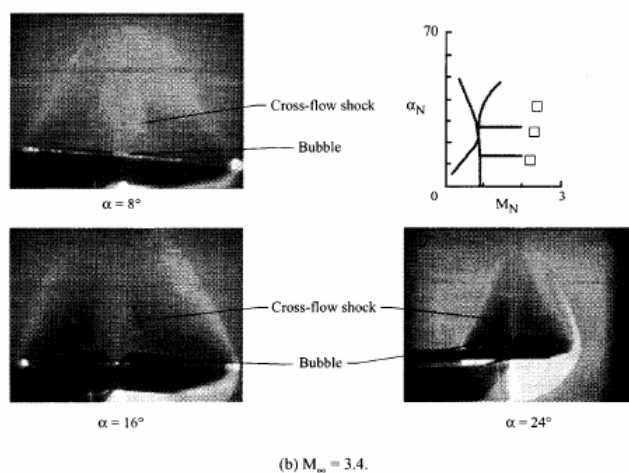
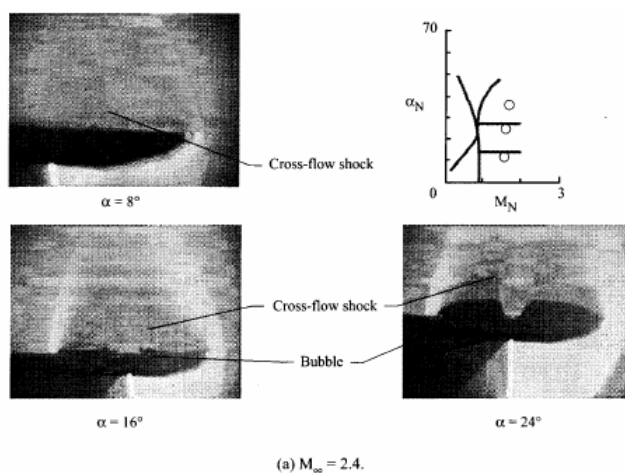


Figura – Tipologia di flusso sul dorso di un'ala a delta di spessore nullo

Il corpo del vortice è connesso alla superficie alare tramite un “*feed sheet*” che è una regione di fluido viscosa emanata dallo strato limite dell’ala vicino al bordo di attacco. La forma e la posizione del sistema vorticoso viscoso dipende dal campo esterno al vortice che interagisce con il sistema fino a quando non è raggiunta una condizione di equilibrio. Il vortice agisce sul flusso esterno come un confine fisico. Il flusso infatti si espande attorno al bordo di attacco e segue il contorno del vortice subendo quindi prima un’espansione e poi successivamente una compressione una volta che gli è girato attorno. Questo campo indotto è caratterizzato da un punto di ristagno fra la mezzeria dell’ala ed il sistema vorticoso. Oltre questo punto proseguendo sempre verso la mezzeria dell’ala troviamo che il flusso è attaccato e segue la direzione longitudinale normale.

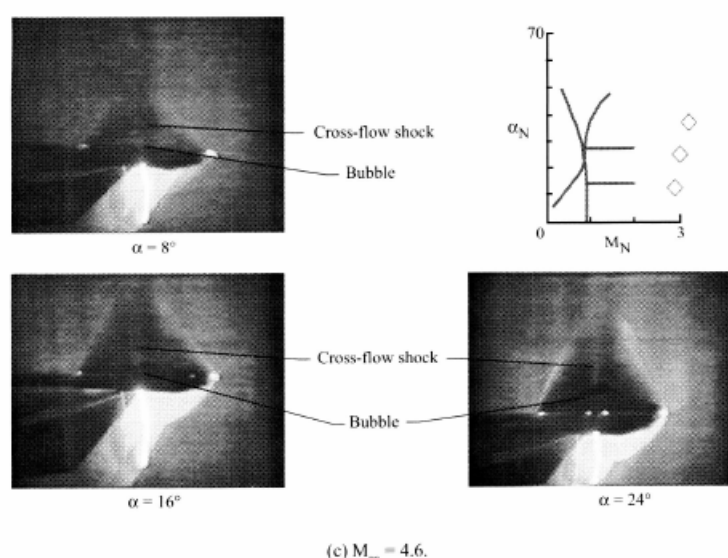


Figura – Tipologia di flusso sul dorso di un’ala a delta di spessore nullo

Queste strutture vorticosi all’aumentare del numero di Mach e dell’incidenza aumentano di dimensione espandendosi lungo l’apertura alare verso la mezzeria dell’ala.

ALA CON SPESSORE

L’effetto dello spessore dell’ala sulla posizione del vortice è mostrato nella seguente figura

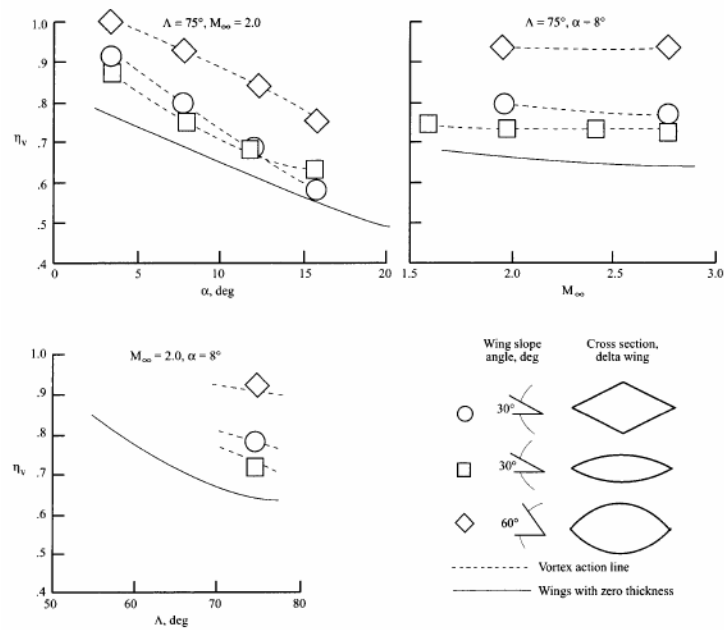


Figura – Effetto dell'incidenza, del numero di Mach, della freccia e del raggio al bordo di attacco sulla posizione in apertura del vortice

La linea di azione del vortice rappresentata nella figura rappresenta la frazione della semi-apertura alare. Questa linea rappresenta il punto in cui si dovrebbe posizionare il vettore forza normale per avere lo stesso momento flettente dell'ala prodotto dal carico di pressione del dorso.

Nella figura si può vedere chiaramente come il vortice si sposti verso l'esterno all'aumentare della curvatura della superficie alare vicino al bordo di attacco. Questo deriva dal fatto che una curvatura del dorso vicino al bordo di attacco alle elevate incidenze ritarda la separazione del flusso, e avvicina il vortice al bordo di attacco stesso.

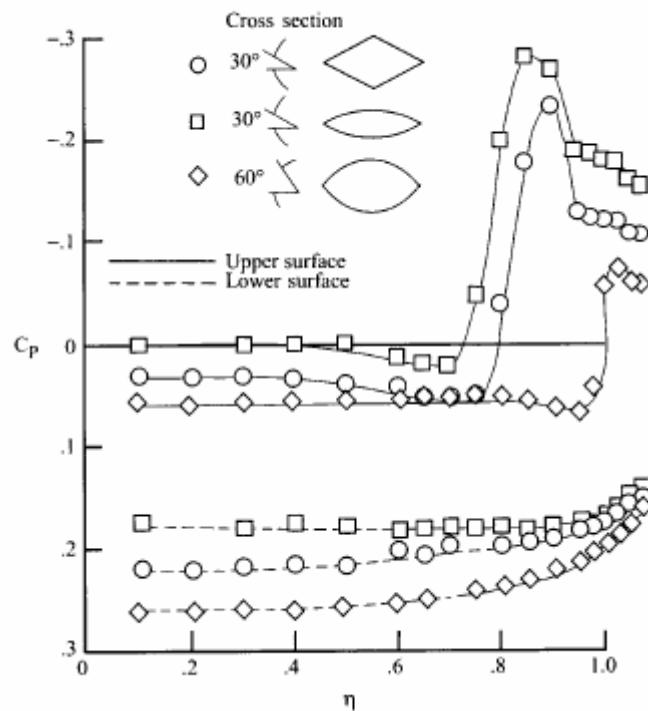


Figura – Effetto del raggio di bordo di attacco sulla distribuzione di pressione in apertura

Questo quindi comporta che il fattore dominante non è di per se lo spessore ma la curvatura al bordo di attacco, così come risulta importante l'effetto del raggio di curvatura al bordo di attacco.

In generale l'aggiunta di spessore e l'utilizzo di un profilo diverso dalla lastra piana comporta uno spostamento del sistema vortico verso il bordo di attacco ed un ritardo nella sua formazione.

EFFETTI DELLA CURVATURA

Il parametro successivo è la curvatura del profilo dell'ala che nelle ali a delta viene spesso ottenuta tramite l'utilizzo di "*leading edge flaps*". In generale in questo caso particolare si distingue fra il caso in cui si formi una sola struttura vorticoso dal bordo di attacco o quando vengono a formarsi due strutture vorticoso, una dal bordo di attacco ed una dalla cerniera del flap. Un esempio è dato nelle figure seguenti, che mostrano entrambe le tipologie di flusso

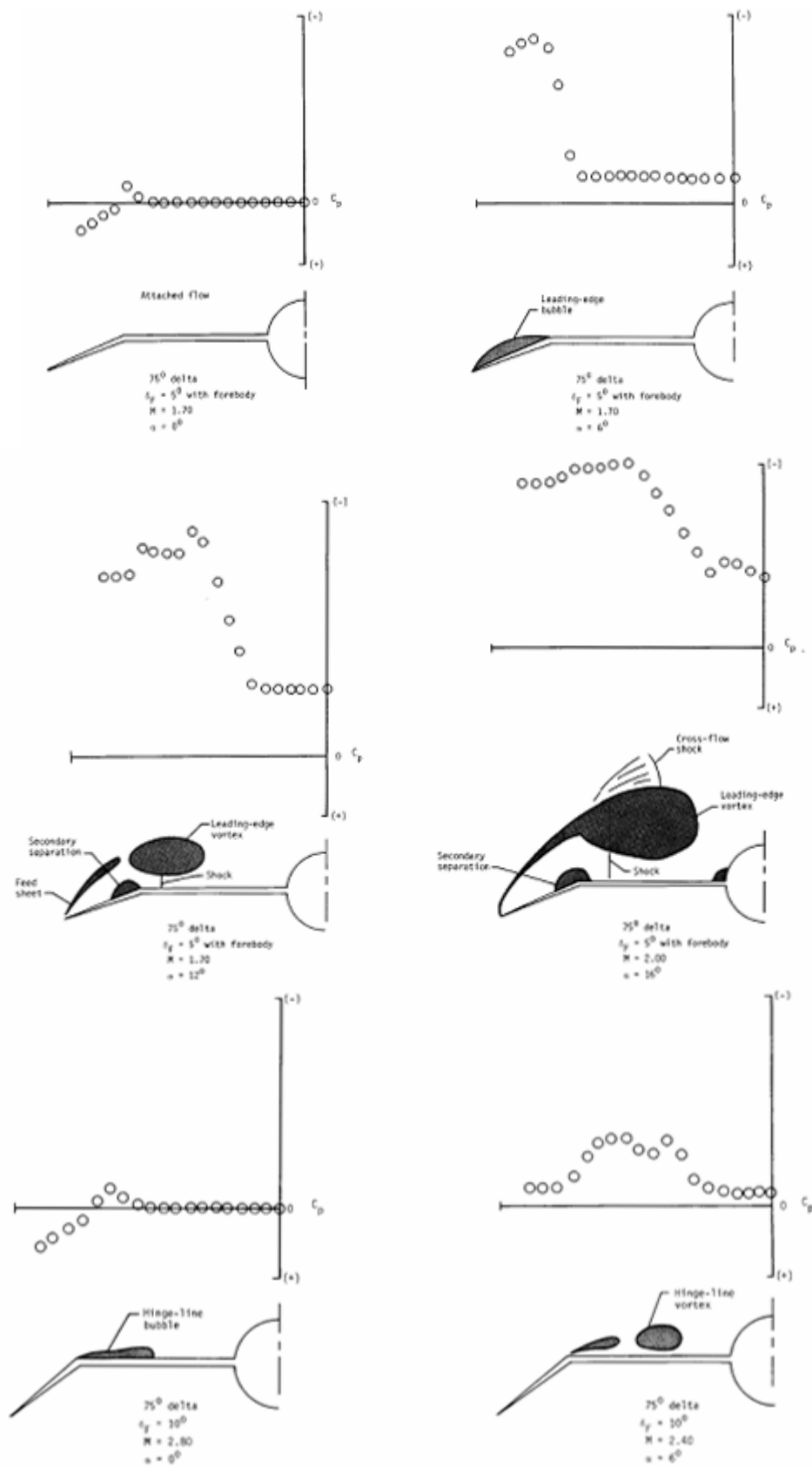


Figura – Effetti qualitativi della curvatura sul flusso

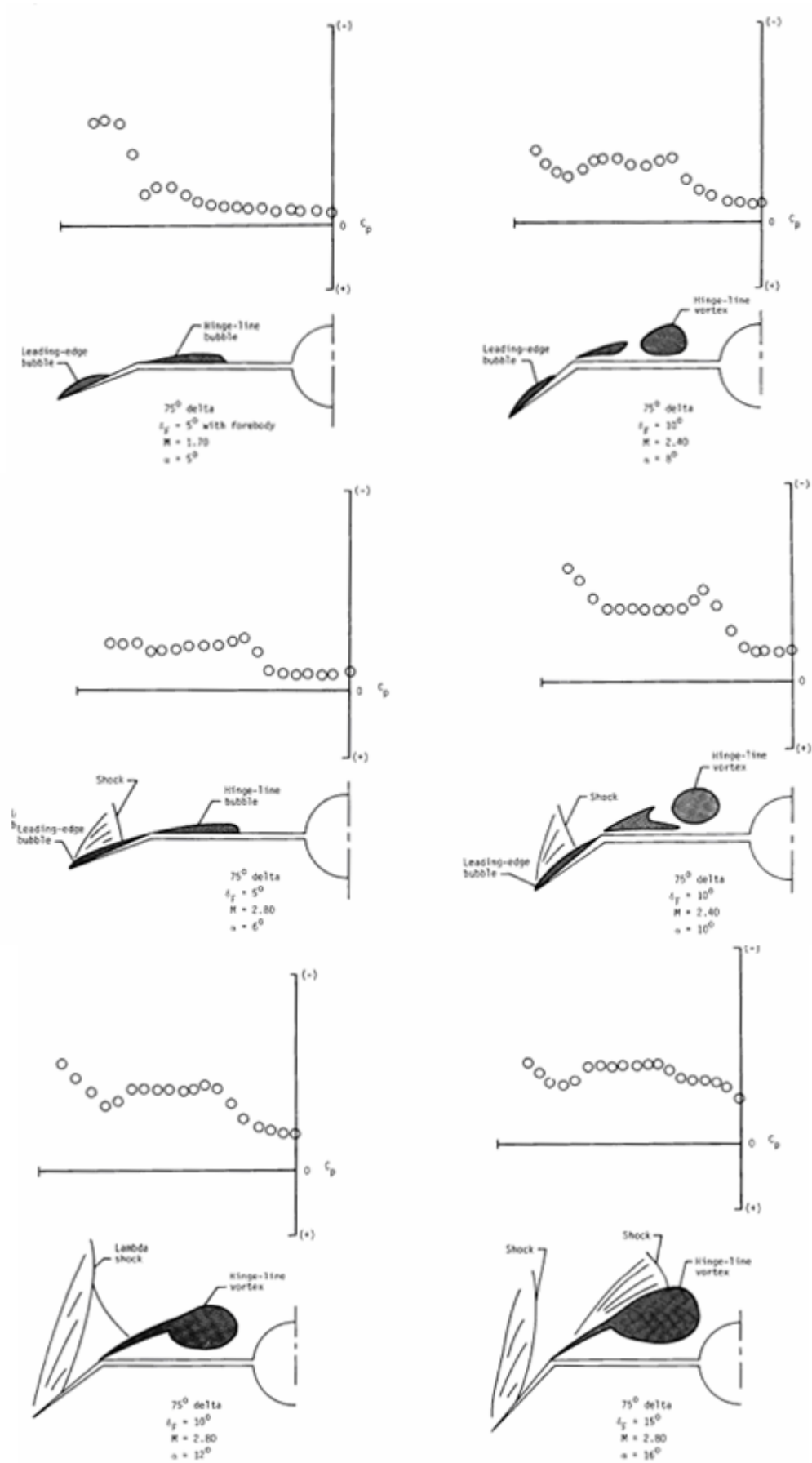


Figura – Effetti qualitativi della curvatura sul flusso

Come è possibile vedere a differenza degli effetti del raggio al bordo di attacco, la curvatura non presenta un andamento uniforme nella posizione ed intensità del vortice

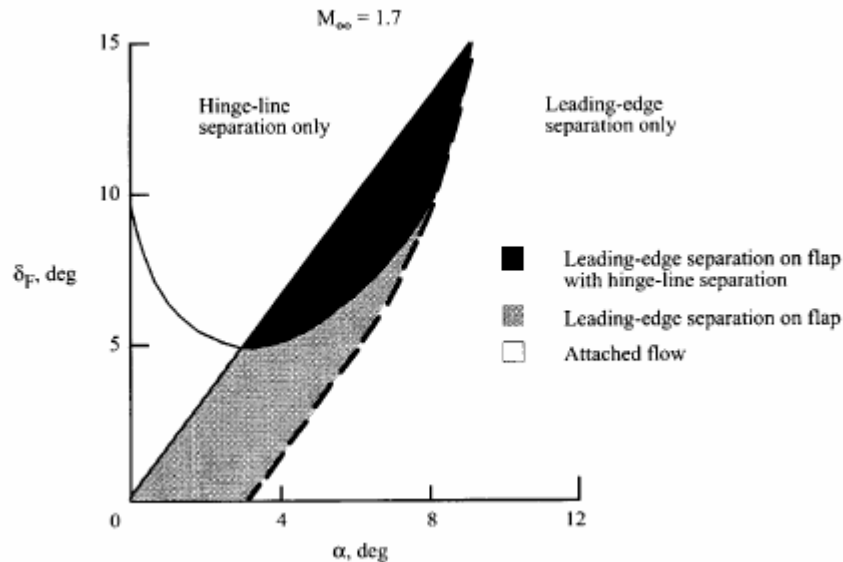


Figura – Tabella riassuntiva degli effetti della deflessione del flap di bordo di attacco sulla tipologia del flusso

Tuttavia una volta avvenuta la separazione il comportamento del flusso è simile a quello di ali di spessore nullo. Aumentare la curvatura ritarda la formazione del vortice, anche se questo influisce in minima parte sulla pendenza della curva di portanza, il che suggerisce un carico simile in entrambi i casi.

ALCUNE REGOLE BASE DI PROGETTO

Per configurare un'ala per punti di design multipli, elevate prestazioni (bassa resistenza ed elevata portanza) possono essere ottenute aggiungendo spessore al bordo di attacco e variare il punto di massimo spessore del profilo fra il 20% ed il 60% della corda. Tipicamente si dovrebbe scegliere uno spessore massimo del profilo ed far sì che questo sia mantenuto per tutta l'apertura. Questo comporta il conseguimento di un'ala la cui geometria risulta essere conica.

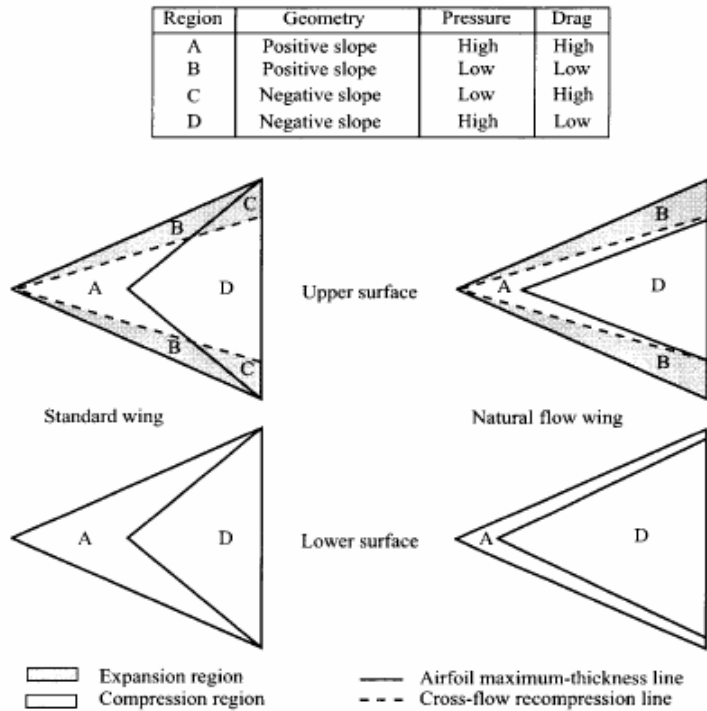


Figura – Differenza fra un'ala normale ed un'ala a flusso conico

In questo caso il flusso sarà anche esso conico, caratterizzato da un'espansione attorno al bordo di attacco seguita da una successiva compressione muovendosi verso l'interno e verso valle. Questa linea di compressione giace su un raggio che parte dall'apice dell'ala e si estende dal bordo di attacco, ed a seconda del profilo in quel punto possiamo avere una stima iniziale delle zone che offrono portanza e resistenza. Infatti prima del punto di massimo spessore la superficie alare è inclinata in avanti, il che unita alle aspirazioni vicino al bordo di attacco implica una certa quantità di spinta aerodinamica. Analogamente l'inverso vale per le regioni dietro il punto di massimo spessore.

L'obiettivo del progettista quindi è quello di ridurre le dimensioni delle zone *A* e *C*, ed invece massimizzare le regioni *B* e *D*, un esempio è mostrato nella figura seguente

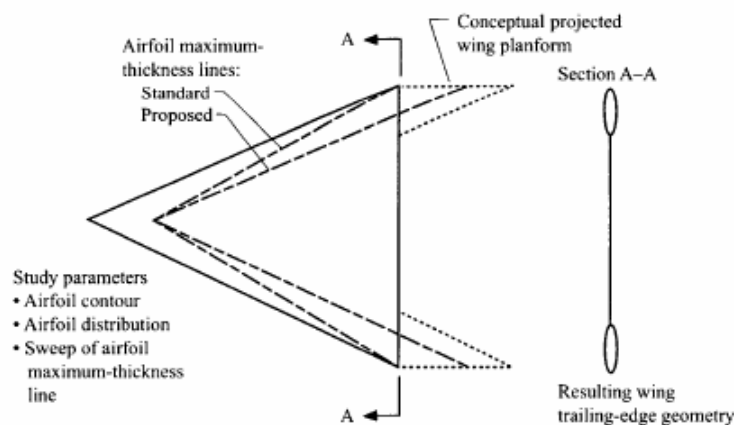


Figura – Geometria ottimale per un'ala a flusso conico

L'ala ottimale quindi sarebbe sottile all'interno con un ispessimento del bordo di attacco, che provocherebbe una consistente spinta aerodinamica, ad una pressoché uguale portanza prodotta. Per venire incontro al fatto che questo espediente tuttavia rende il vortice più debole si decide di lasciare l'apice dell'ala abbastanza acuto ed introdurre raggio di curvatura al bordo di attacco solo a partire da una certa percentuale di corda, che di solito è dell'ordine del 10%, in assenza di un elemento che rafforzi il vortice dell'ala a monte (ad esempio una “*strake*”).

2.2.1-2 – DISCONTINUITA' GEOMETRICHE DELL'ALA

Per discontinuità geometriche si intende qualsiasi tipo di variazione geometrica del bordo di attacco che ne cambi bruscamente la geometria e che quindi favorisca l'innesto di un vortice atto a energizzare il flusso sull'ala principale. La tipologia più nota ed anche più in vigore è quella delle *LERX* (“*Leading Edge Root Extensions*” – Estensione del bordo di attacco alla radice”).



Figura – Esempio di flusso generato dalle “strakes” di questo MiG 29M1 “Fulcrum”, come si può vedere i vortici generati coinvolgono l'intera superficie alare

Il vantaggio delle “*LERX*”, od anche “*strakes*”, risiede nell'abilità di poter generare ampie quantità di portanza durante condizioni di manovra transonica, con un bassissimo impatto dal punto di vista ponderale e strutturale e dal punto di vista delle prestazioni aerodinamiche in regime di crociera. Per quanto riguarda la prima particolarità risiede nel vortice che la “*strake*” crea il quale oltre a produrre carico aerodinamico di per se ha un effetto di interferenza favorevole sul flusso dell'ala ritardandone la separazione e la formazione di onde d'urto. Il secondo vantaggio

risiede nelle piccole dimensioni della “*strake*” nonché nel suo allungamento alare ridotto, di solito intorno all’unità.

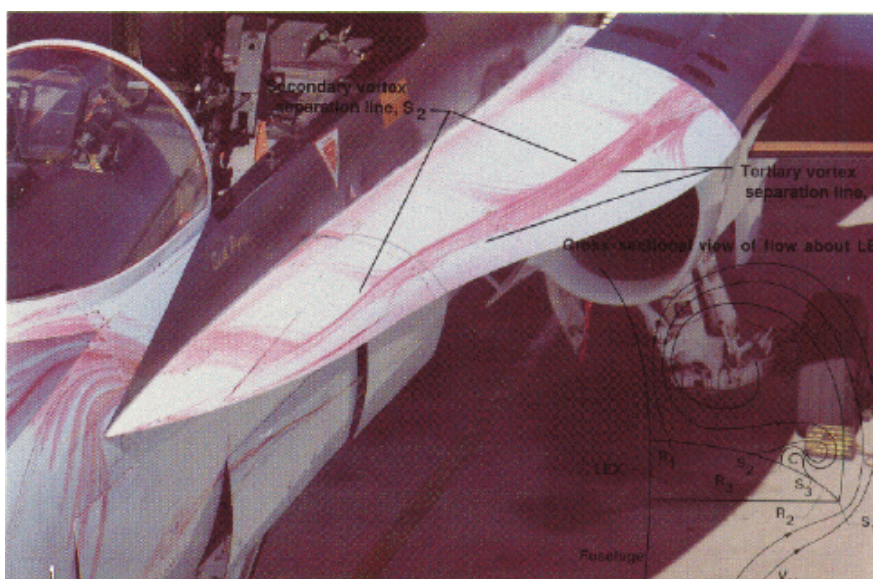


Figura – Visualizzazione delle linee di corrente di superficie e schema tecnico del flusso sulla “*strake*” di un F/A 18C “Hornet”

Altri tipi di discontinuità in grado di produrre un vortice energizzante sono i così detti “*denti di sega*”, solitamente applicati sull’intorno della mezzeria di un’ala di freccia medio bassa, per ritardare lo stallo di qualche grado. Nella pratica vengono realizzati aumentando la corda dell’ala di qualche centimetro così da creare una vera e propria discontinuità geometrica che permette al flusso del ventre di passare sul dorso andando a formare un piccolo vortice, il meccanismo di formazione di questo infatti è lo stesso di quello del “*tip vortex*” all’estremità alare. A differenza delle “*strakes*” queste sono discontinuità ad impatto locale ed infatti influenzano solo una piccola parte dell’ala.



Figura – Esempio di ala con presenza di bordo di attacco a dente di sega su questo F/A 18F “Super Hornet”

L'ultimo tipo di discontinuità sono i raccordi, fra tipologie di ali miste, come ad esempio le “double delta”. Infatti quando vi è una brusca variazione di freccia del bordo di attacco, solitamente maggiore di 10° , si ha sempre l'innesto di un nuovo vortice il cui effetto può sia essere benefico che di interferenza. Esistono infatti varie tipologie di raccordo ove sia presente una discontinuità di freccia, il cui compito è modificare il flusso per fargli assumere il comportamento desiderato.

Nella pratica vengono utilizzati i seguenti tipi di raccordi

- ✓ Lineare
- ✓ A Diamante
- ✓ Parabolico

Solitamente i raccordi vedono il loro maggior impiego nella tipologia d'ala “double delta”, e vengono utilizzati sia per aumentare le capacità longitudinali dell'ala (portanza e resistenza) sia per modificare il “breakdown” dei vortici qualora siano presenti problemi di “buffeting” sui piani di coda verticali.

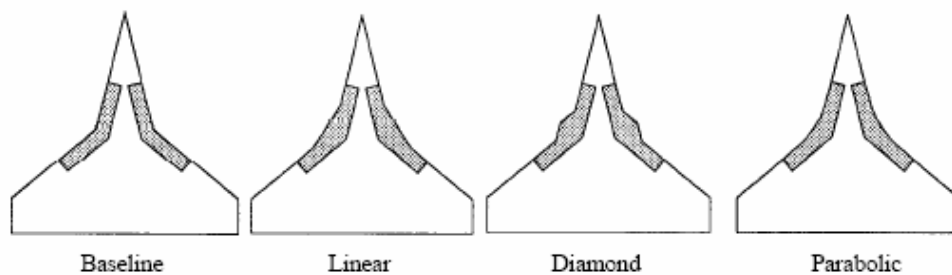


Figura – Esempi di tipologia di raccordo ala-fusoliera

I raccordi lineari e a diamante giocano sul fatto di creare altri piccoli vortici che interagendo con il vortice della “strake” e dell'ala favoriscono una leggera dispersione della vorticità ed una piccola diminuzione dell'intensità del vortice sufficiente tuttavia a diminuirne l'entità del “burst”. Il raccordo parabolico invece cerca di ottenere l'opposto, ovvero prolungare la formazione del vortice, possibilmente facendo sì che ala e “strake” diventino tutt'uno in modo da aumentarne la resistenza e spostarne il “breakdown” in una zona in cui l'influenza sui piani di coda sia minore. Solitamente infatti un raccordo parabolico tende ad eliminare il meccanismo di coalescenza fra il vortice dell'ala e della “strake” responsabile di anticipare l'innescio di instabilità sul vortice più forte da parte di quello più debole, inoltre sposta il punto di “burst” dell'unico vortice che si crea a valle e verso l'esterno dell'ala.

Per quanto riguarda gli effetti quantitativi dei raccordi abbiamo che solitamente questi aumentano la portanza e diminuiscono la resistenza rispetto alla configurazione base, in quanto diminuiscono sensibilmente i livelli di instabilità del flusso. Il raccordo parabolico è quello che induce l'aumento maggiore di portanza. Inoltre la resistenza diminuisce portando il rapporto $\frac{S_{Raccordo}}{S_{Ala}}$ intorno a valori dell'1%.

L'effetto dei raccordi diminuisce all'aumentare del numero di Mach in quanto viene ritardata l'interazione che si viene a creare fra i vortici generati.

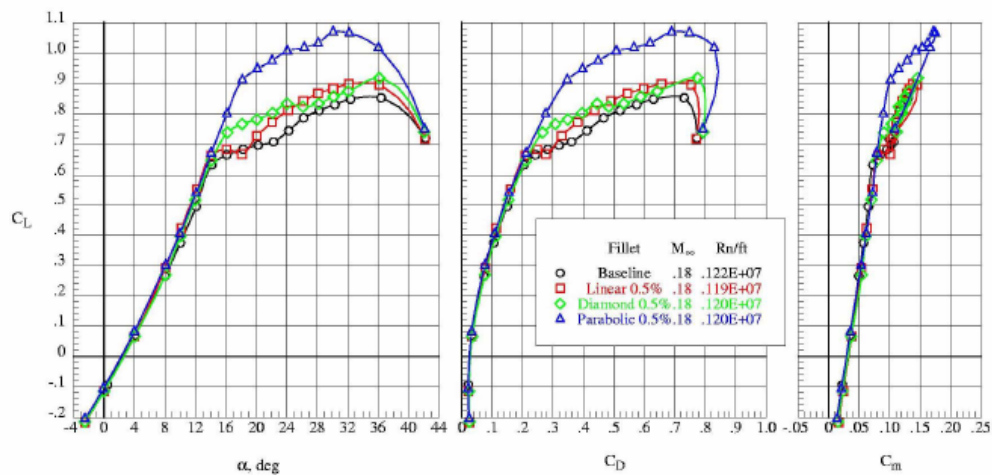


Figura – Effetti dei vari tipi di raccordo sulle caratteristiche aeromeccaniche di una configurazione a doppia delta 40°/76° a Mach 0.18

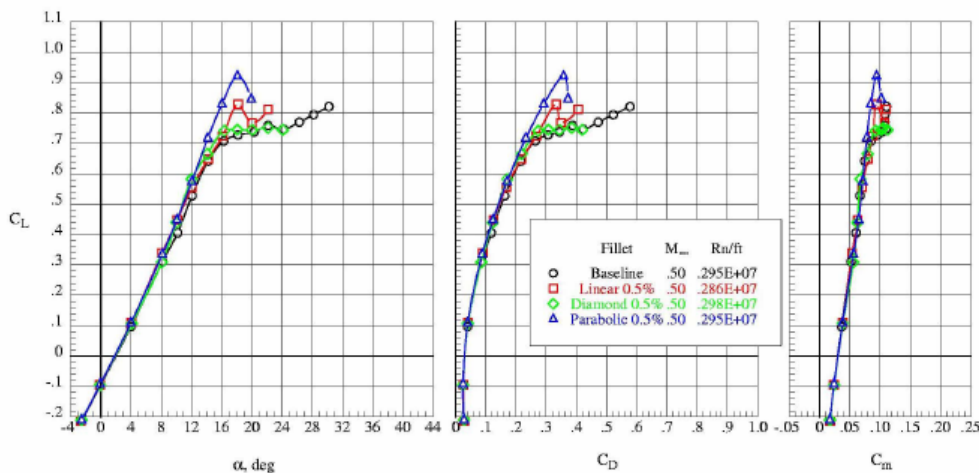


Figura – Effetti dei vari tipi di raccordo sulle caratteristiche aeromeccaniche di una configurazione a doppia delta 40°/76° a Mach 0.50

Infine le caratteristiche post-stallo dell'ala risultano invariate rispetto al caso base in quanto la risalita del “burst” fino al punto di raccordo ne annulla del tutto l'effetto.

2.2.1-3 – FOREBODY & CHINES

“Forebody” e “chines” riguardano la parte frontale dell'aereo e hanno acquistato una sempre maggiore importanza per la continua e costante carenatura della tipica forma del caccia. In particolare il loro contributo oltre che di aumentare la portanza generale prodotta, è quello di avere un peso sempre maggiore sulla stabilità direzionale dell'aereo all'aumentare dell'incidenza.

FOREBODY

Aumentando l'incidenza il flusso che passa intorno al muso dell'aereo si stacca e forma una coppia di vortici in grado di offrire cospicue aspirazioni. Tuttavia essendo la sezione del corpo circolare, il punto di separazione non è mai ben definito. In molti

casi, all'aumentare dell'angolo di attacco, il flusso sviluppa asimmetrie, anche se il corpo è pressoché simmetrico e non è imbarcato.

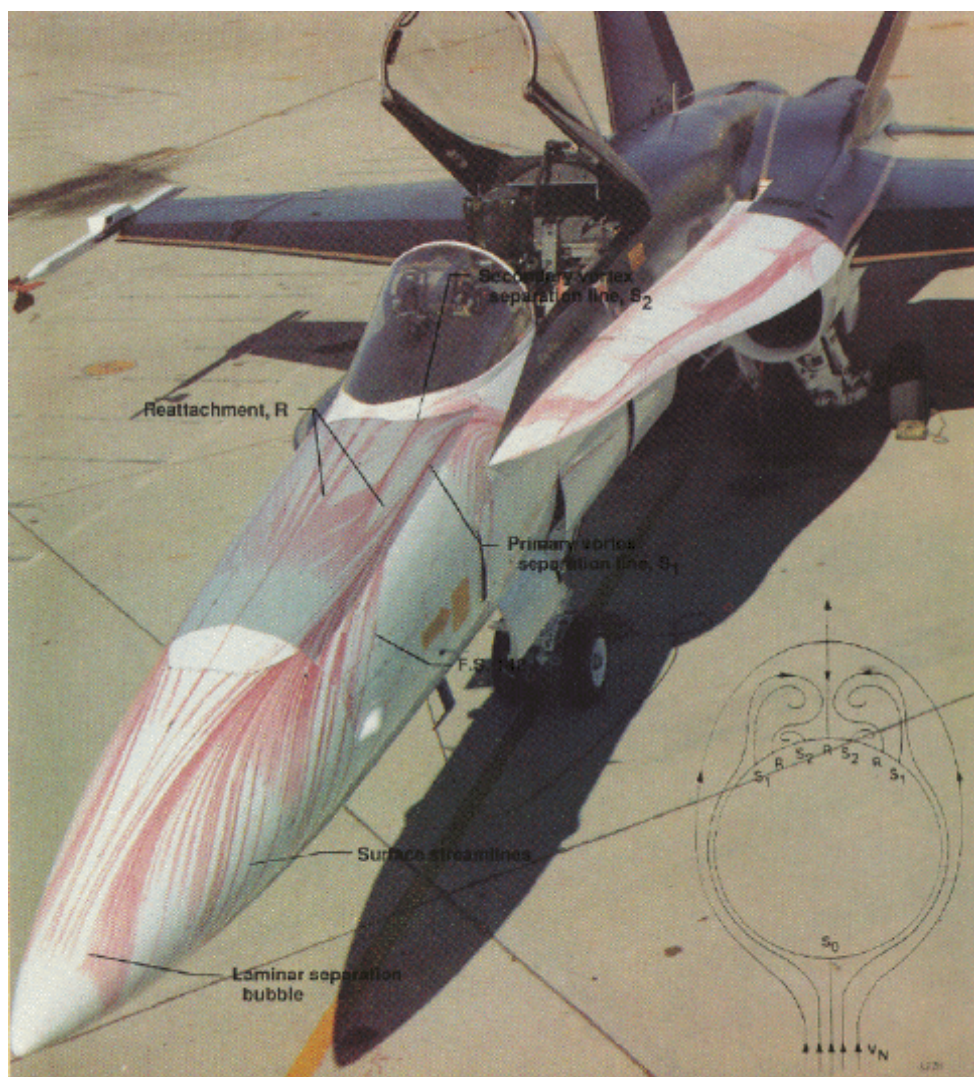


Figura – Visualizzazione delle linee di corrente e schema tecnico del flusso sul “forebody” di un F/A 18C “Hornet”

L'effetto è quello di produrre una forza laterale e quindi un momento ad imbarcare sul veicolo, particolarmente importante negli aerei con un “forebody” prolungato.

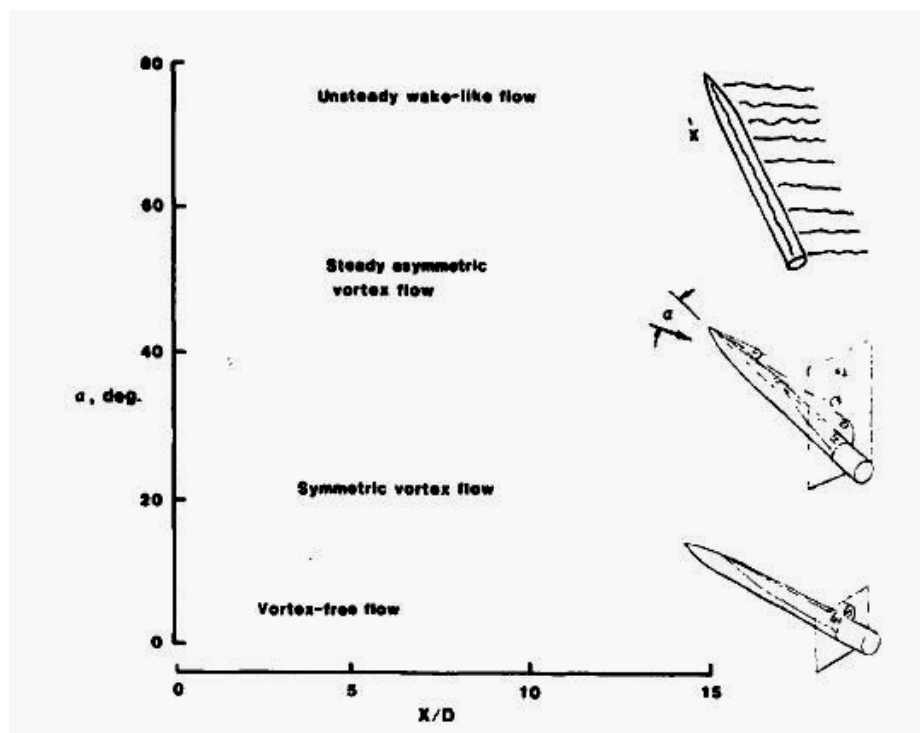


Figura – Tipologia di flusso su un corpo affusolato, nota che X è la posizione longitudinale lungo l'asse del corpo, ovvero per un corpo con rapporto di finezza pari a 5, $X/D = 5$ significa se siamo alla stazione che rappresenta l'estremità a valle del corpo

Generalmente per corpi ad ogiva abbiamo il seguente andamento dell'incidenza a cui si manifesta l'asimmetria del campo in condizioni di “sideslip” nullo

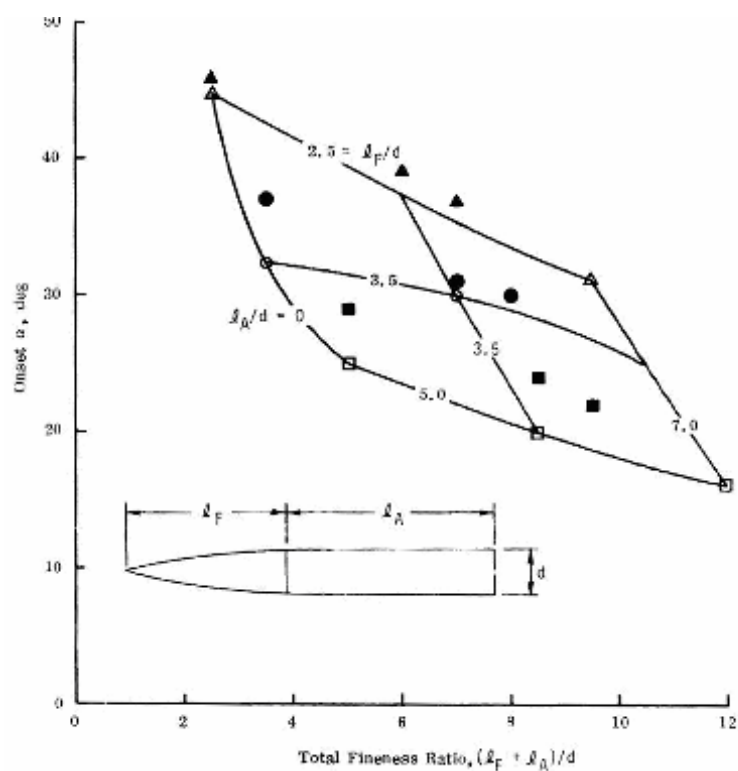


Figura – Incidenza di manifestazione di “shedding” asimmetrico di vortici su corpi assial-simmetrici ad ogiva

Solitamente il massimo della forza laterale si ottiene quando la separazione è o turbolenta o laminare, con la seconda che esprime il punto di picco della comparsa di questa forza destabilizzante. Solitamente invece se la separazione avviene nella zona di transizione la scia è parecchio disorganizzata e non vengono create forze imbardanti. Solitamente si individua la transizione in un intorno pari a $Re \in [0.3, 2]10^6$

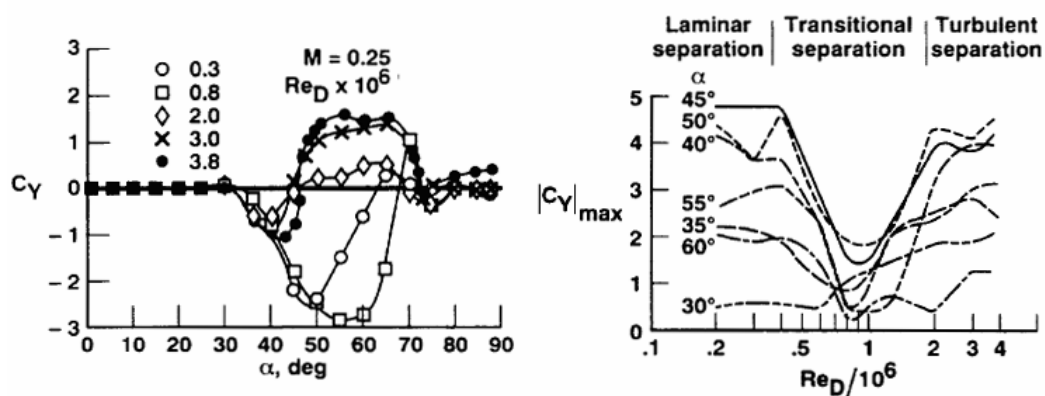


Figura – Effetto del numero di Reynolds sulla produzione di forza laterale in presenza di angolo di imbardata nullo, corpo ad ogiva con rapporto di finezza pari a 3.5



Figura – Visualizzazione del vortice prodotto dal “forebody” di un F/A 18C “Hornet” ad incidenza pari a 42°

Talvolta si riscontrano anche separazioni laminari con conseguente formazione di bolla e riattacco del flusso turbolento. Aumentando la velocità inoltre si può andare incontro al raggiungimento della condizione sonica anche nella componente di flusso

trasversale ($U_{\infty} \sin \alpha$), con il possibile formarsi di onde d'urto che favoriscono il distacco del flusso e la formazione di vortici, ed anche in questo caso i punti di separazione non sono né definiti né simmetrici.

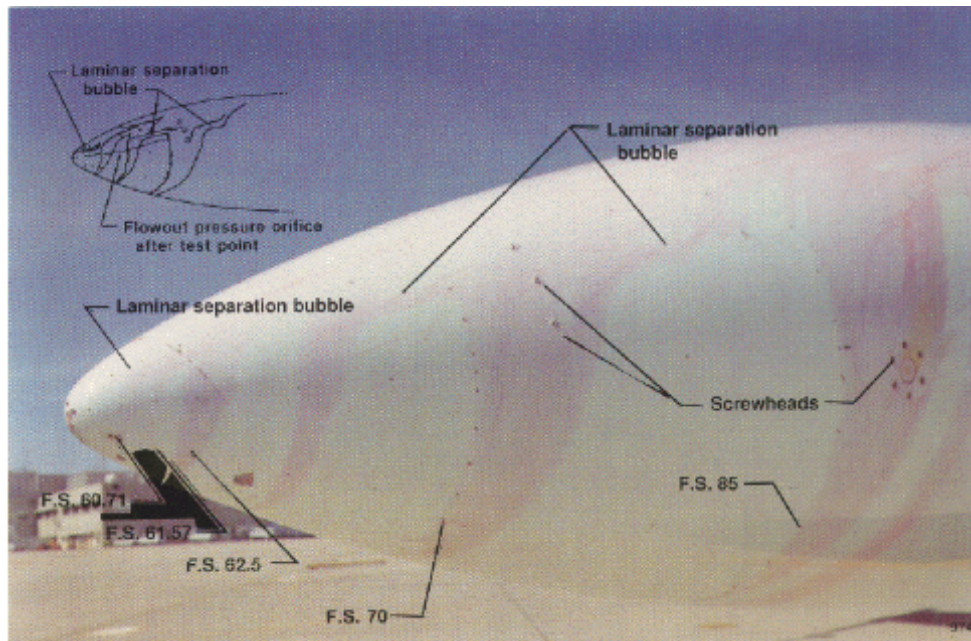


Figura – Visualizzazione e schema del flusso sul radome di un F/A 18C Hornet in volo ad incidenze elevate, in questo caso sono messe in evidenza le zone di separazione a bolla, in bianco, in cui il ricircolo ha impedito al colore di macchiare la superficie

Solitamente si individuano quattro tipologie di flusso all'aumentare dell'incidenza

- ✓ Flusso attaccato potenziale, con assenza di vortici
- ✓ Flusso vorticale simmetrico
- ✓ Flusso vorticale asimmetrico stazionario
- ✓ Flusso vorticale non stazionario simile a quello di una scia non stazionaria

Solitamente il flusso asimmetrico all'inizio è abbastanza stazionario invece di assomigliare ad una scia di *von Karman*. Il flusso nel piano trasversale delle sezioni più a monte contiene una coppia simmetrica di vortici, i quali aumentano la loro intensità scorrendo verso valle ed eventualmente, qualora il corpo sia sufficientemente allungato, si distaccano asimmetricamente formando una “*vortex street*” nel sistema di riferimento solidale al piano trasversale. Analizzando il flusso da un sistema di riferimento solidale con il corpo, il distacco dei vortici risulta essere fisso.

All'aumentare dell'incidenza, la parte di flusso asimmetrica da prima compare verso la base del corpo per poi spostarsi verso monte. Se il corpo ha un rapporto di finezza superiore a 3, solitamente si presentano forti asimmetrie sia di campo che di forze prodotte quando l'instabilità del flusso si fa sempre più predominante. Se invece il rapporto di finezza è inferiore a 3, oppure se la punta del corpo è arrotondata sufficientemente, la forza laterale è sensibilmente ridotta ed è più sensibile alle imperfezioni geometriche del corpo stesso.

Le asimmetrie del flusso sono causate sia da un effetto di instabilità idrodinamico, causato dalla coppia di vortici molto vicini fra di loro, sia dalle simmetrie che si presentano nello strato limite e nella sua transizione.

La comparsa delle forze laterali varia considerevolmente con il numero di *Reynolds* e diminuisce all'aumentare del numero di Mach fino a quasi scomparire a regime supersonico.

Per una prima stima di base possiamo assumere che l'"onset" di questa asimmetria compare ad un'incidenza pari a $\alpha = 2\delta_N$, dove δ_N è l'angolo di semiapertura al vertice del corpo.

Le seguenti figure offrono un esempio per due corpi ad ogiva di diversa finezza

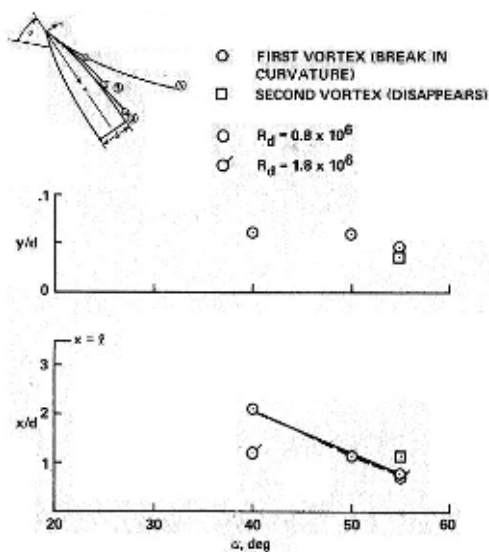


Figura – Posizione del “vortex shedding” su un’ogiva di finezza pari a 3.5, ad un numero di Mach pari a 0.25

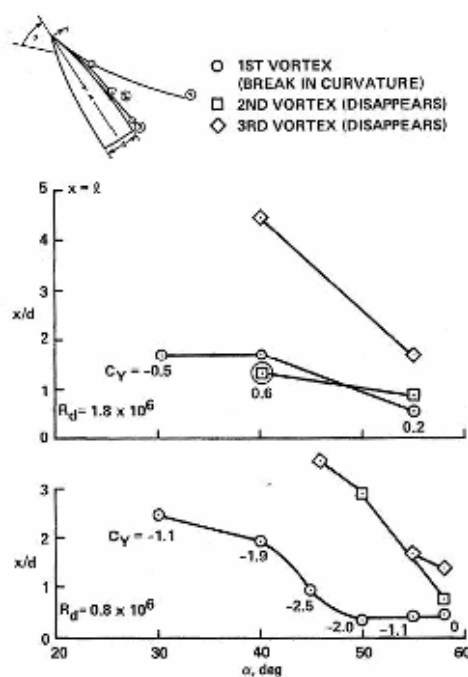


Figura – Posizione del “vortex shedding” per un’ogiva di finezza pari a 5 ad un numero di Mach pari a 0.6

Uno degli aspetti principali dell'asimmetria è l'instabilità che viene a formarsi nello strato limite laminare a causa degli effetti tridimensionali. Infatti la distribuzione di velocità locale all'interno di questo, fra il bordo e la superficie è fortemente piegata nella direzione del flusso potenziale. Non appena il corpo acquista incidenza il flusso trasversale e questa torsione del profilo di velocità aumentano l'instabilità locale dello strato limite, che comporta la formazione di piccoli vortici con asse in direzione del flusso, interni allo stesso strato limite, che inducono una transizione prematura. Successivamente saranno esposte alcune figure che rappresenteranno la topologia superficiale del flusso su un'ogiva ad aumentare dell'incidenza (nota che lo 0° corrisponde al ventre della sezione della sezione).

L,T	= LAMINAR AND TURBULENT BOUNDARY LAYER
CI	= CROSSFLOW INSTABILITY
TR(Λ)	= BOUNDARY LAYER TRANSITION FROM SUBLIMATION TESTS
TRS	= TRANSITIONAL SEPARATION PATTERN
LS, TS	= PRIMARY LAMINAR AND TURBULENT SEPARATION
B	= SWEEP, 3-D, LAMINAR SEPARATION "BUBBLE"
R	= TURBULENT REATTACHMENT
SS	= SECONDARY SEPARATION

Figura – Legenda per l'interpretazione del flusso sulle superfici

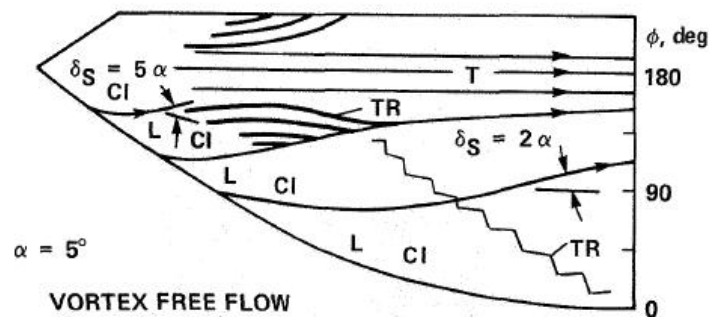


Figura – Sviluppo planare della superficie con tipologia di flusso di un'ogiva con finezza par a 3.5, numero di Mach 0.25, numero di Reynolds 800000

Per quanto riguarda la così detta "swept laminar separation bubble", questa è analoga alla ben nota bolla di separazione laminare bidimensionale, solo che nel suo modello classico è una circuitazione chiusa in cui le linee di flusso formano cammini chiusi. Nel caso tridimensionale invece vi è una componente di velocità parallela alla linea di separazione, lungo l'asse della bolla. Quindi il flusso è più simile ad un vortice in formazione, ovvero è il caso bidimensionale allungato dalla componente di velocità parallela.

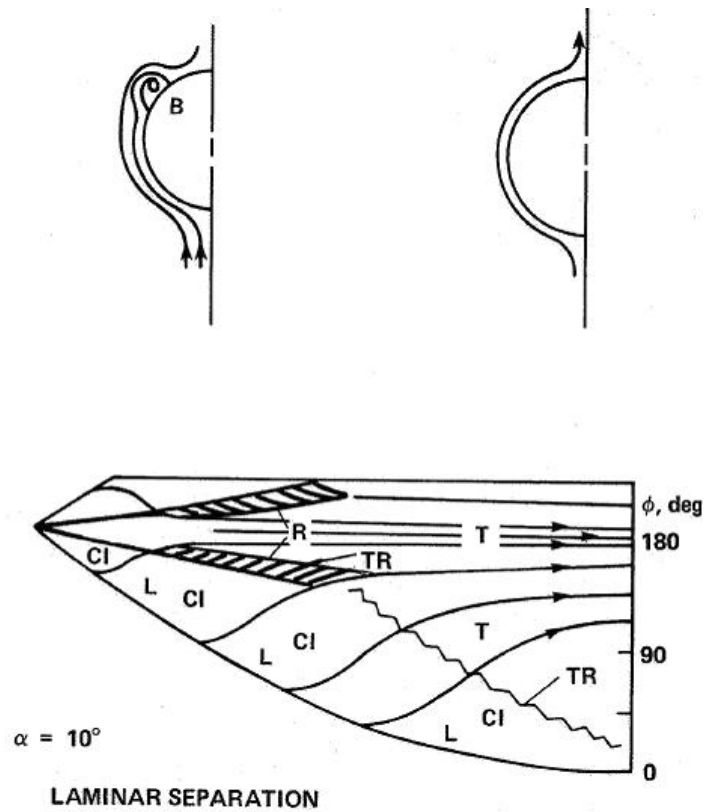


Figura – Sviluppo planare della superficie con tipologia di flusso di un'ogiva con finezza par a 3.5, numero di Mach 0.25, numero di Reynolds 800000

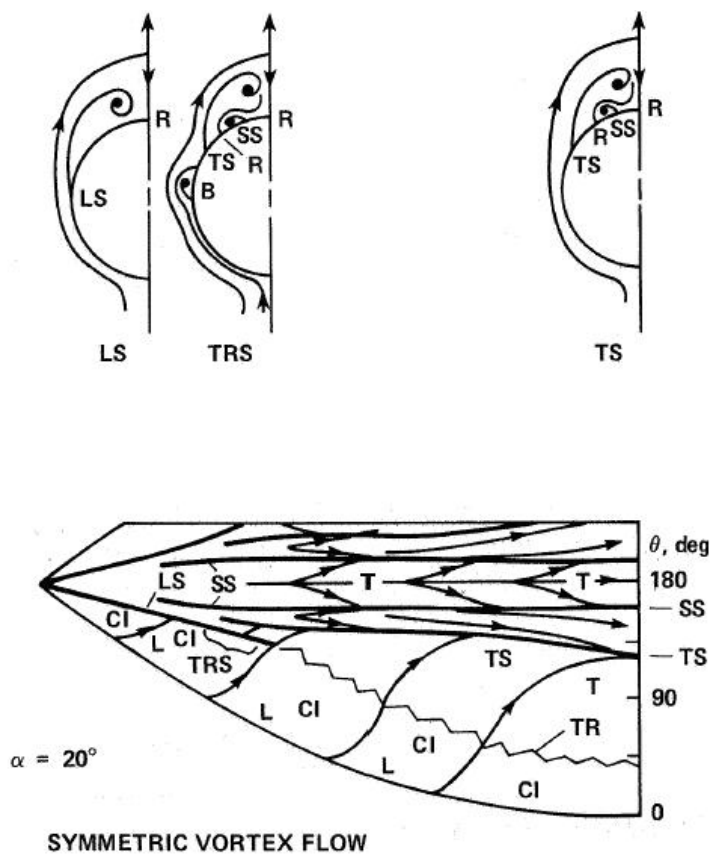


Figura – Sviluppo planare della superficie con tipologia di flusso di un'ogiva con finezza par a 3.5, numero di Mach 0.25, numero di Reynolds 800000

Raggiunti i 40° di incidenza il flusso incomincia a presentare i segni di asimmetria.

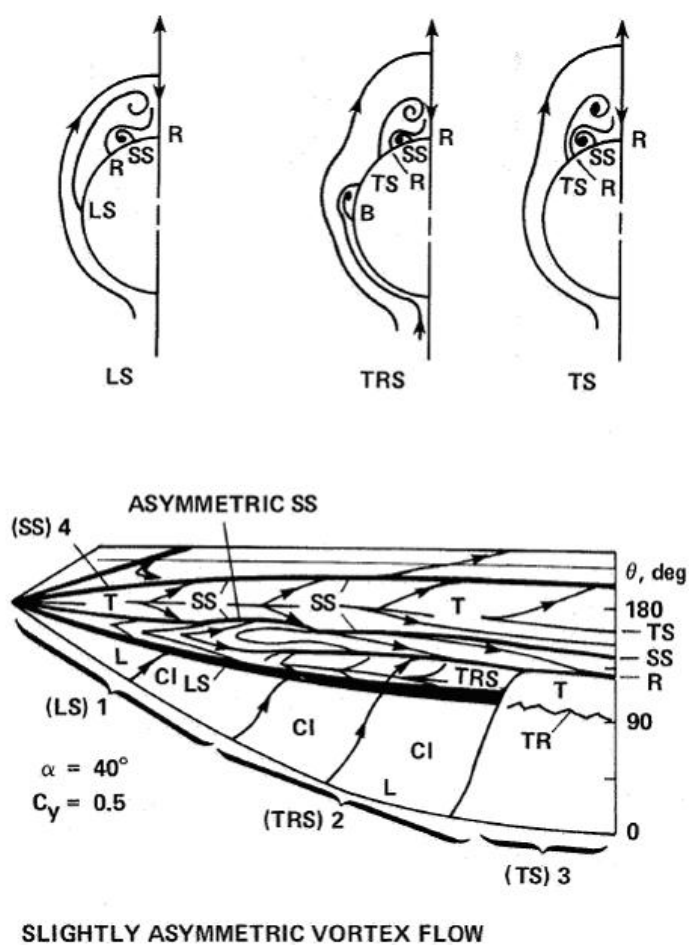


Figura – Sviluppo planare della superficie con tipologia di flusso di un'ogiva con finezza par a 3.5, numero di Mach 0.25, numero di Reynolds 800000

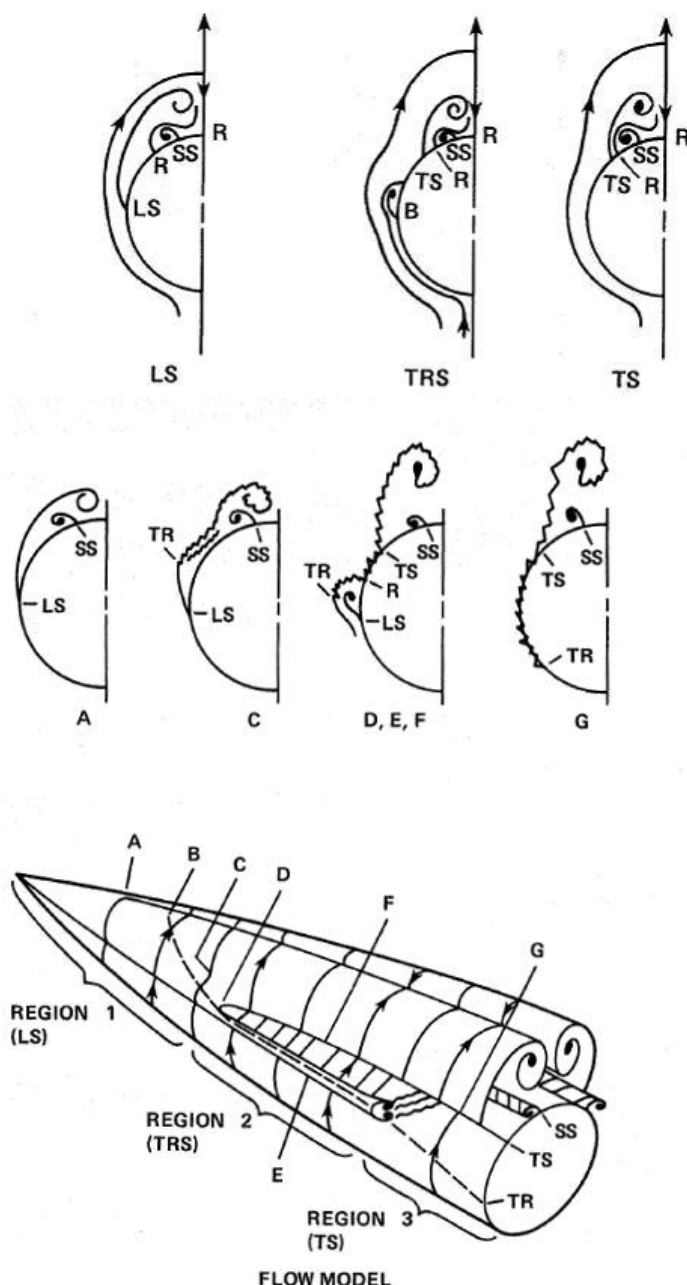


Figura – Modello del flusso di un'ogiva di finezza pari a 3.5, Mach 0.25, Reynolds 800000, ad un'incidenza di 40°

Il flusso separato laminare (A) forma un paio di vortici simmetrici, molto compatti e vicini alla superficie. Inoltre a questa incidenza si forma anche un'altra coppia di vortici a partire dal naso del corpo. La regione (2) incorpora la separazione primaria transitoria, dove lo strato limite sulla faccia sopravento continua a separarsi lungo i lati del corpo tuttavia si riattacca velocemente grazie alla transizione che avviene quando è separato formando la bolla tridimensionale. Una volta riattaccato lo strato limite si separerà nuovamente, sotto forma di separazione turbolenta primaria il cui "sheet" andrà ad alimentare i vortici formati dalla separazione laminare (1). Quindi lo "sheet" di alimentazione di questi vortici, dovendo essere continuo, sarà piegato nel passare dalla zona (1) alla zona (2). All'aumentare del diametro aumenta anche il numero di Reynolds locale e quindi nella zona (G) la transizione si porta a monte della bolla che si separa dalla superficie e viene dissipata lasciando posto alla

separazione turbolenta (H). Per quanto riguarda il vortice di separazione secondaria, questo visto dal piano trasversale assomiglia più ad una bolla di separazione. Tuttavia lo strato limite che fluisce in esso è turbolento. Inoltre è forzato dalle aspirazioni del vortice primario a separarsi dalla superficie.

Oltre i 40° di incidenza incomincerà a formarsi un distacco asimmetrico dei vortici sulla coda del “forebody” che all’aumentare dell’angolo di attacco tenderà a risalire verso monte.

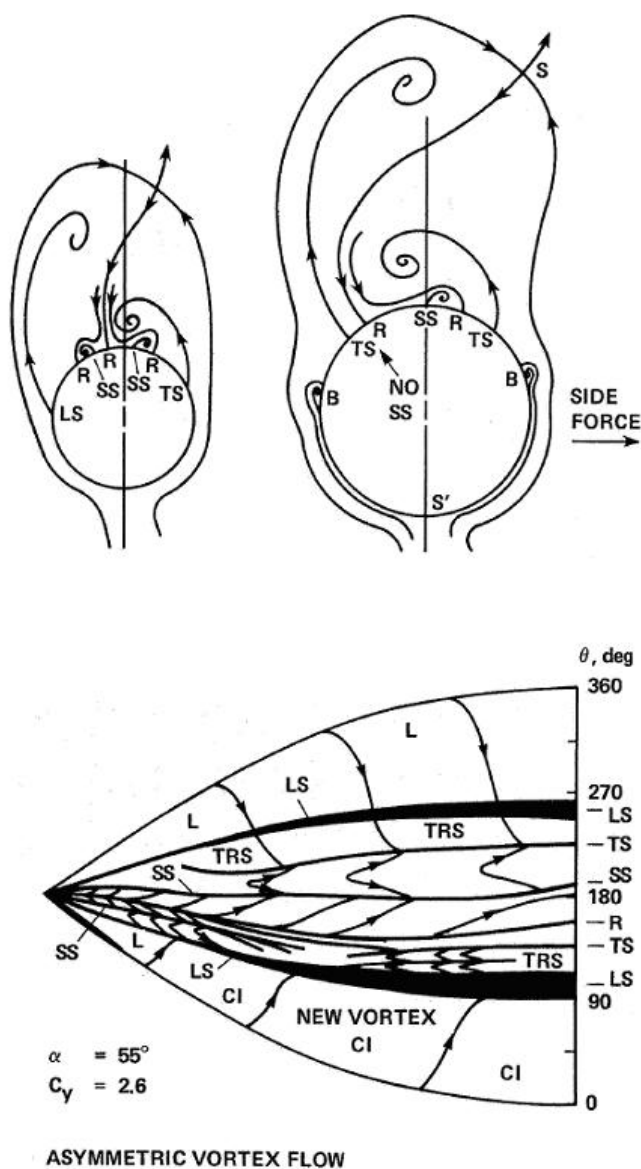


Figura – Sviluppo planare della superficie con tipologia di flusso di un’ogiva con finezza pari a 3.5, numero di Mach 0.25, numero di Reynolds 800000

Aumentando ancora l’incidenza e passando oltre gli 80° avremo una tipologia di flusso più simile ad una scia turbolenta e disorganizzata, che tenderà a far scomparire la forza destabilizzante laterale.

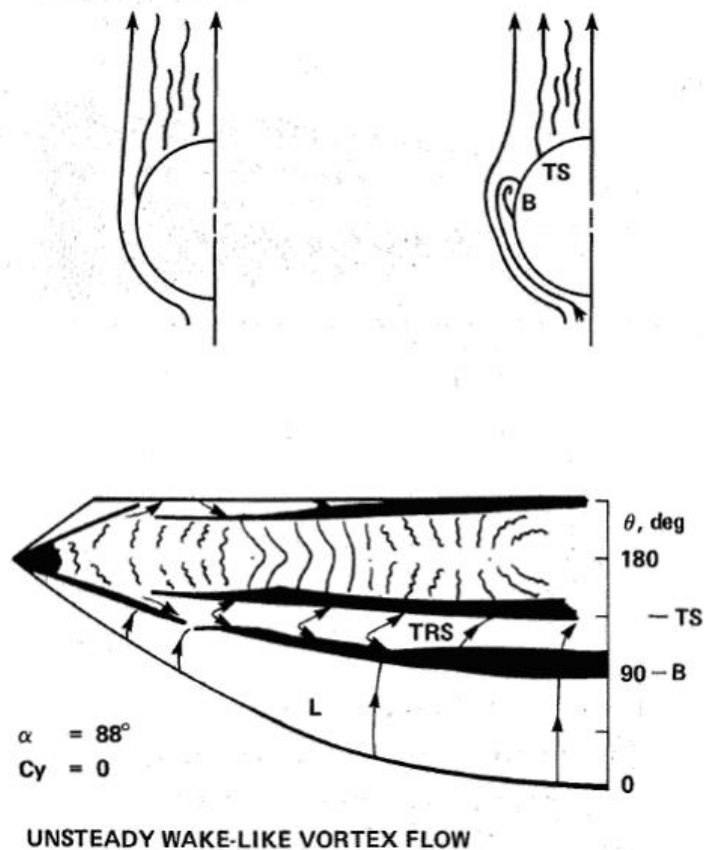


Figura – Sviluppo planare della superficie con tipologia di flusso di un'ogiva con finezza par a 3.5, numero di Mach 0.25, numero di Reynolds 800000

Riassumendo avremo quindi le seguenti caratteristiche

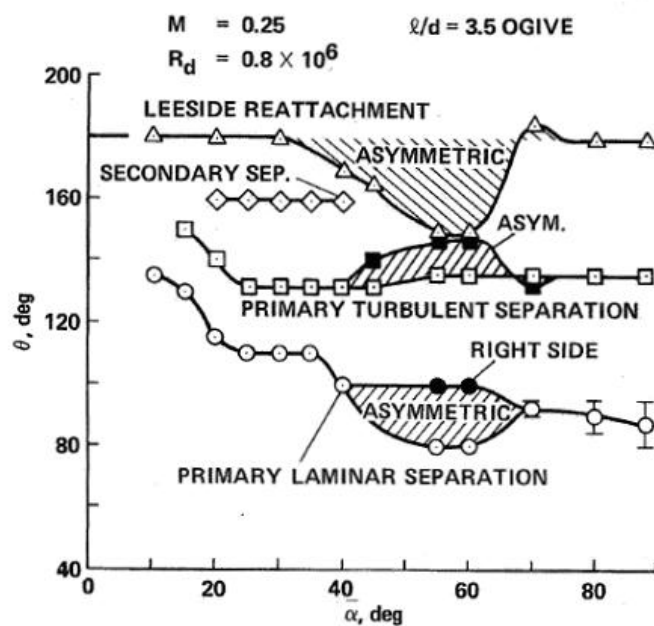


Figura – Posizionamento delle linee di separazione al variare dell'incidenza

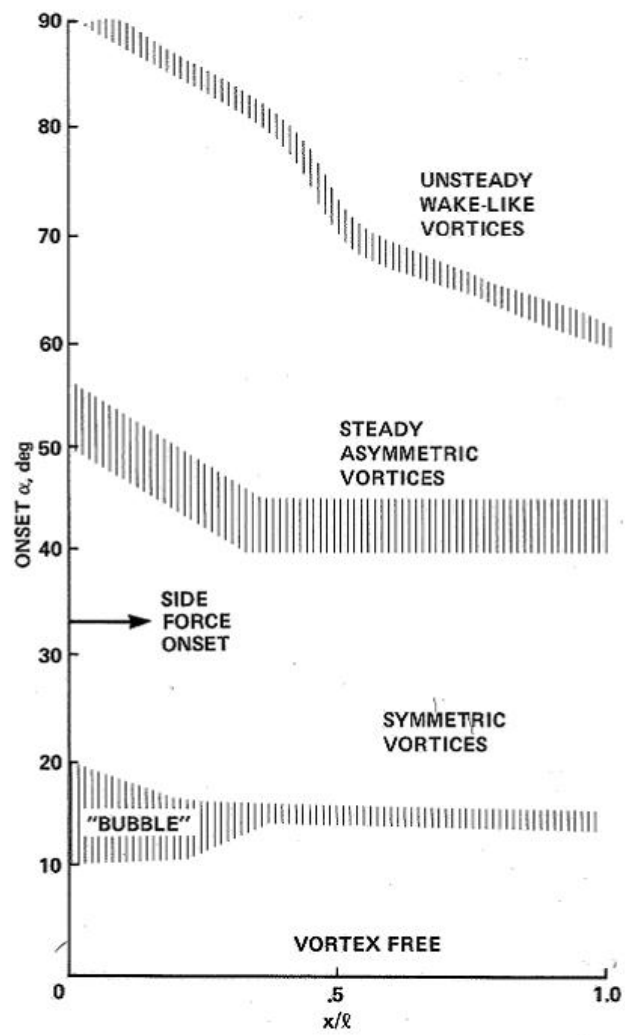


Figura – Caratteristiche del flusso esterno al variare dell'incidenza, ogiva di finezza 3.5, Mach 0.25, Reynolds 800000

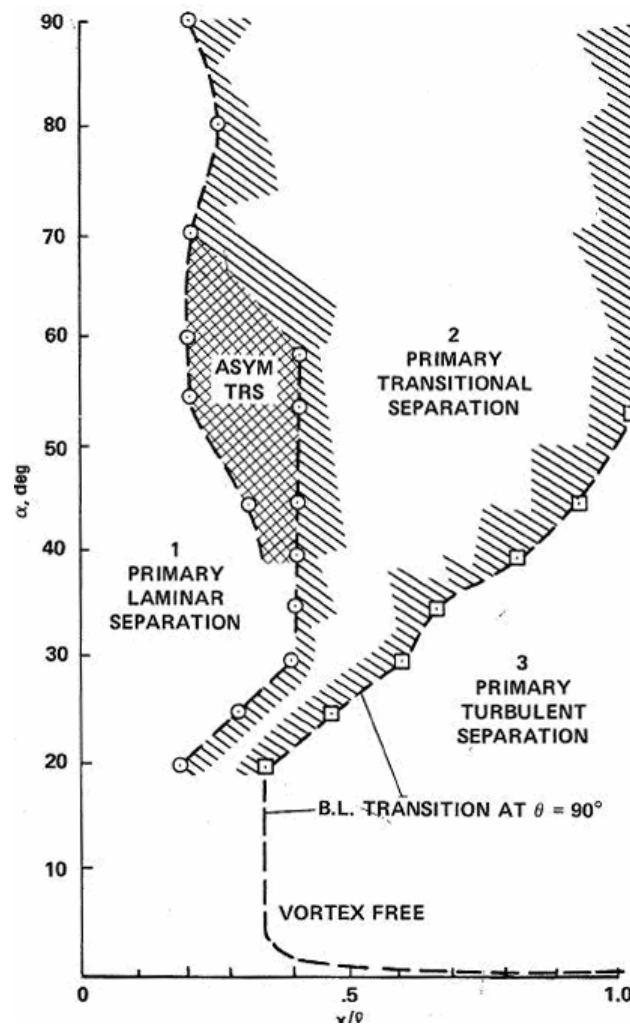


Figura – Andamento delle separazioni al variare dell'incidenza, ogiva di finezza 3.5, Mach 0.25, Reynolds 800000

La posizione dei punti in cui avvengono le transizioni e il rilascio dei vortici si muovono verso monte all'aumentare del numero di *Reynolds*, verso valle all'aumentare del numero di Mach

Per quanto riguarda il rapporto di finezza, la diminuzione di questo comporta un allontanamento dei vortici e quindi un presentarsi dell'asimmetria a maggiori incidenze.

Rendere più tozzo il corpo invece allevia l'instabilità idrodinamica del campo rendendo più difficile l'interazione fra i due vortici causa principale della comparsa della forza laterale in condizioni di volo simmetriche.

Spesso i vortici staccati dal "*forebody*" interagiscono con quelli della "*strakes*" e dell'ala e ne modificano gli effetti. Nella figura sottostante è rappresentato un caso tipico di questa situazione

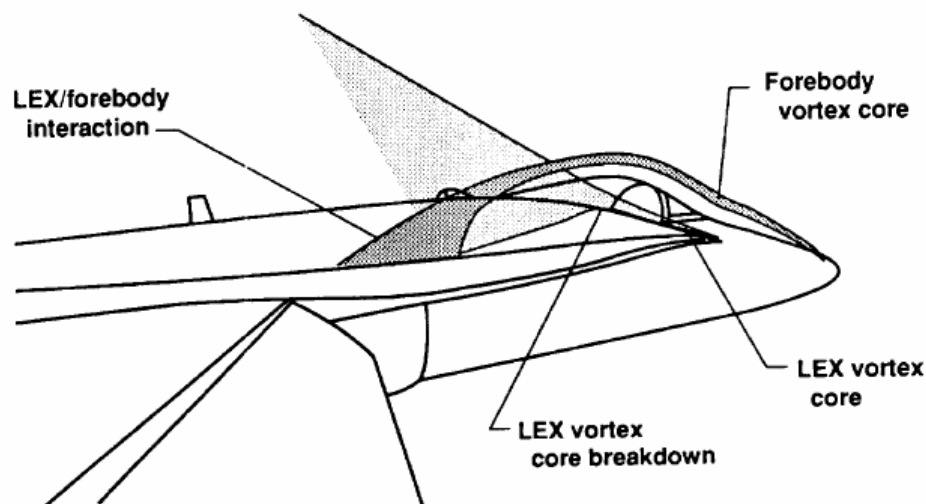


Figura – Schema di interazione fra vortice del “forebody” e della “strake”

Per questo il disegno del muso influenza fortemente le caratteristiche direzionali alle alte incidenze.

Quando l’angolo di attacco è basso, è la coda verticale che provvede alla stabilità direzionale. Tuttavia come l’incidenza incomincia ad aumentare, la sua efficacia incomincia a diminuire. Tipicamente questo avviene in quanto la coda si trova immersa nella scia dell’ala, e quindi intorno ai 20° di angolo di attacco.

I vortici che si distaccano dal “forebody” hanno uno sviluppo asimmetrico soprattutto in presenza di “sideslip”. Il vortice sopravento viene infatti allontanato dalla superficie e diminuiscono le aspirazioni che provoca su di essa mentre quello sottovento viene schiacciato sulla superficie, aumentandone le aspirazioni.

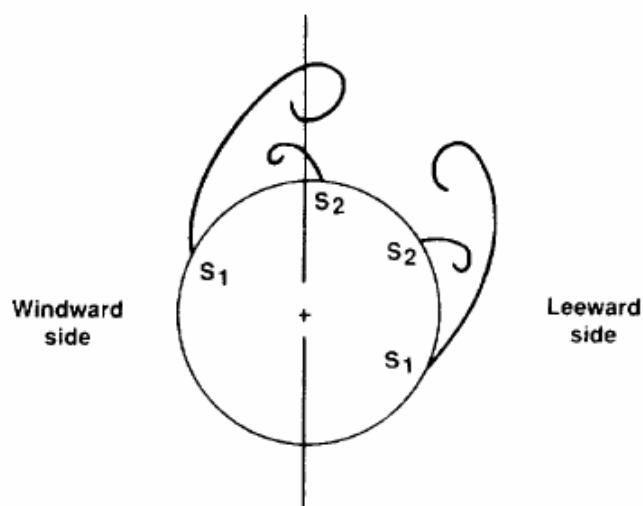


Figura – Schema del flusso trasversale del radome di un caccia in presenza di angolo di imbardata

Il tutto comporta una componente di forza in direzione del lato sottovento che, dato l'ampio braccio che vi è fra il "forebody" ed il baricentro dell'aereo, crea un momento imbardante che tende ad aumentare l'angolo di imbardata.

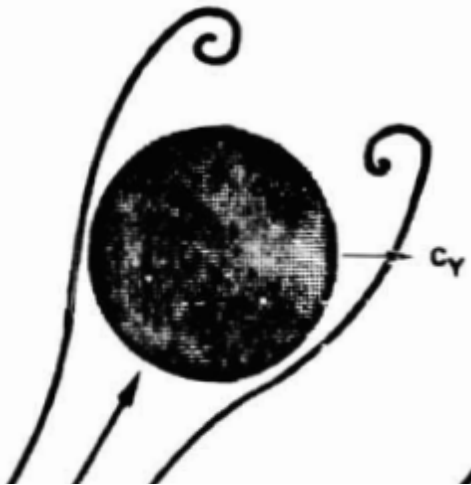


Figura – Creazione della forza stabilizzante in condizioni di "sideslip"

Inoltre anche il "breakdown" è asimmetrico a seconda delle differenti condizioni che i vortici incontrano a valle, solitamente la posizione dell'ala e delle derive, causando un ulteriore fattore di asimmetria dei carichi, il contributo alla stabilità direzionale quindi può variare da caso a caso ed anche con l'incidenza. Vi sono inoltre altri due problemi. Il primo deriva dal fatto che il sistema meccanico ed il sistema aerodinamico non sono in fase e spesso abbiamo l'effetto avverso che una volta raggiunta una eventuale nuova posizione di equilibrio l'aereo la oltrepassa in quanto in questa condizione lo smorzamento è quasi assente, quindi il sistema compie ampie oscillazioni prima di arrivare all'equilibrio. La seconda problematica è che aumentando il "sideslip" il vortice sottovento viene spinto verso la linea di mezzzeria fin sopra l'abitacolo ed oltre, in questo caso il contributo di questa coppia di vortici alla derivata $C_{n\beta}$ può annullarsi se non diventare avverso, diminuendone il valore e portando l'aereo verso instabilità.

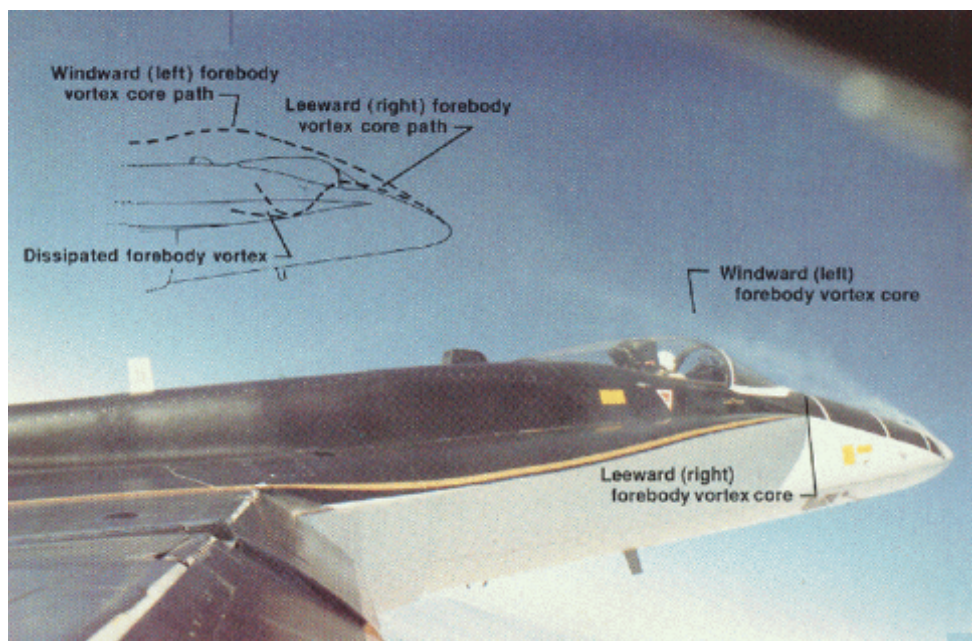


Figura – Visualizzazione e schema del flusso del “forebody” di un F/A 18C Hornet in volo imbarcato, come si vede il vortice sopravvento viene spostato verso la mezzeria del veicolo, mentre quello sottovento tende a rimanere più vicino alla fusoliera interagendo con il corrispondente vortice rilasciato dalla “strake” che inglobandolo lo dissipa

Sempre in presenza di “sideslip” qualora il “forebody” abbia un’elevata finezza, i due vortici possono interagire, con quello sottovento che viene spinto sotto quello sopravvento e portato dalla sua parte, evento che in questo caso aumenta la stabilità direzionale statica. Inoltre questo effetto impone un intenso “sidewash” sull’ala sopravvento.

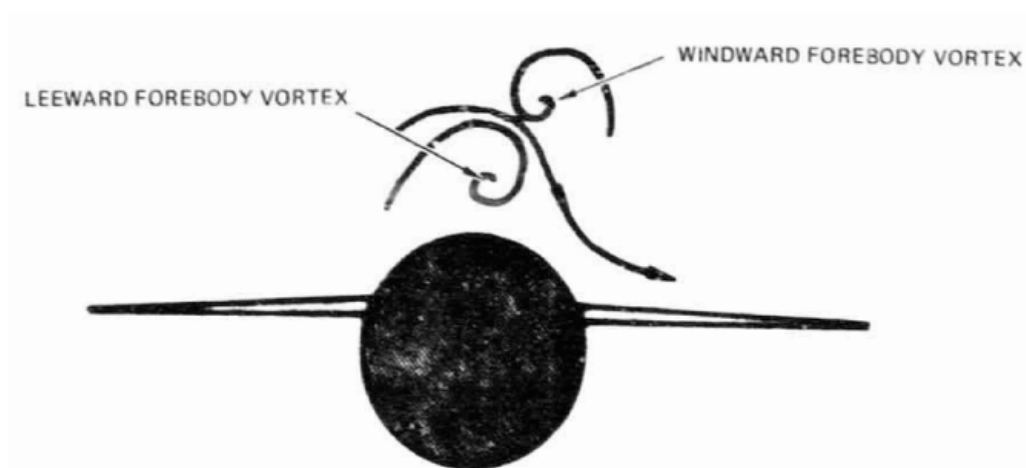


Figura – Meccanismo di accoppiamento dei vortici del “forebody”

Quindi in conclusione il progetto di “forebody” assial-simmetrici richiede un’accurata verifica degli effetti sulla stabilità latero-direzionale, inoltre le tolleranze di lavorazione devono essere molto ristrette in modo facilitare il meno possibile lo “shed” dei vortici asimmetrico anche in condizione di “sideslip” nullo.

CHINES

Le “chines” sono una modifica della sezione trasversale del “forebody” dell’aereo. Consiste nello spalmare la superficie laterale fino a formare due estremi lunghi e di profilo affilato. Le “chines” sono state sviluppate grazie alle loro proprietà di ridurre la traccia radar dell’aereo.

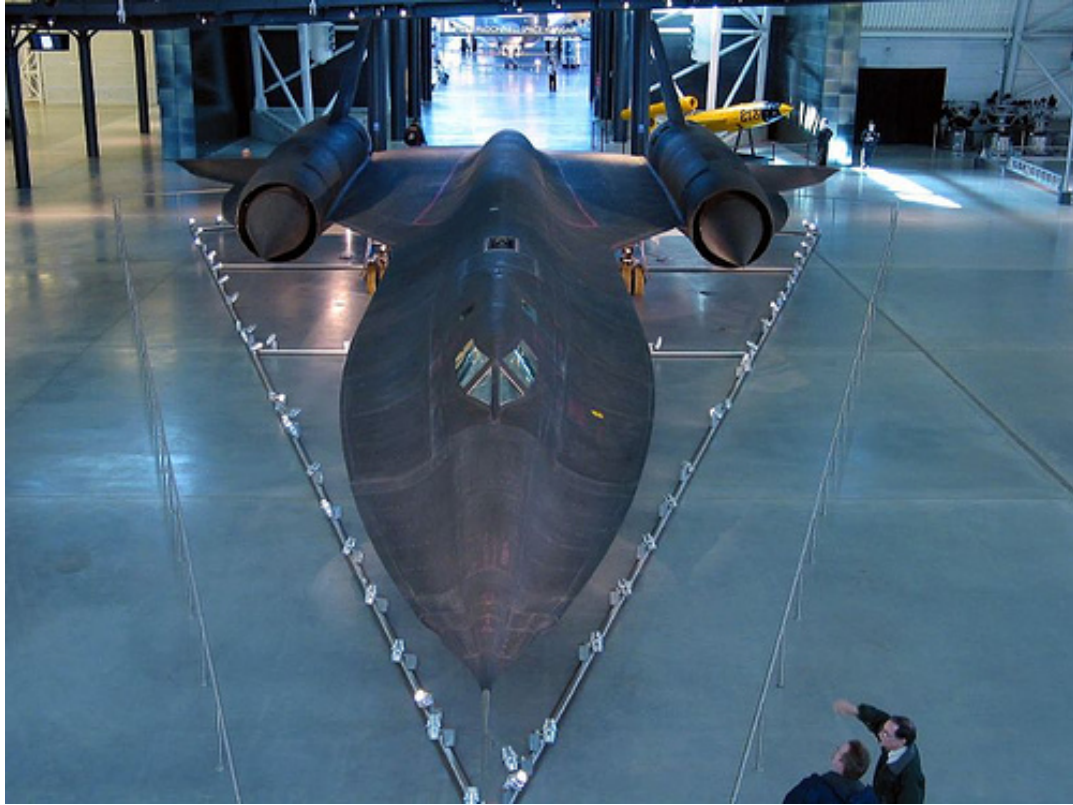


Figura – Esempio di integrazione di requisito di crociera supersonica, e quindi basso allungamento ed elevato rapporto di finezza della fusoliera, con requisito di invisibilità radar che ha prodotto l’elevato ricorso alle “chines” sul “forebody” di questo SR 71 Blackbird

Successivamente è stata dimostrata anche l’ampio beneficio che offrono al campo aerodinamico. La superficie a spigolo laterale infatti funge come nel caso di una “strake” ed è in grado di sviluppare un vortice abbastanza intenso in grado di aumentare le capacità portanti dell’aereo. Valgono inoltre i principi esaminati per il “forebody”, la differenza risiede nel fatto che le “chines” di per se sono molto più stabili dato che in queste il punto di separazione è fissato. In taluni casi sono state utilizzate anche al posto delle “strakes”, in aerei in cui la marcata dimensione longitudinale del “forebody” e la necessità di ridurre la traccia radar ha reso la loro scelta come quella ottimale per il progetto.



Figura – Esempio di veicolo in cui l'ampio utilizzo delle “chines” non ha reso necessario l'introduzione di un'eventuale “strake”, YF 23 Black Widow

2.2. 1-4 – INTERAZIONE DEI VORTICI

Dato l'elevato numero di sistemi vorticali presenti sul dorso di un caccia risulta fondamentale il modo in cui differenti vortici interagiscono fra di loro.

Per prima cosa è bene dividere l'interazione fra vortici dello stesso segno e del segno opposto. Determinata questa prima classificazione, l'interazione dipenderà poi dai seguenti parametri

- ⇒ Posizione relativa del punto di origine dei vortici
- ⇒ Lunghezza effettiva utile in cui il vortice viene a formarsi, ovvero la lunghezza utile allo “shedding” del vortice
- ⇒ Intensità relativa fra i due vortici

Per quanto riguarda i vortici dello stesso segno i principali meccanismi di interazione saranno i seguenti

- ⇒ “*Merging*” – Ovvero inglobamento di un vortice in un altro
- ⇒ “*Enveloping/Coiling*” – Ovvero la rotazione reciproca di un vortice attorno all'altro

Il “*Merging*” avviene quando sono presenti due vortici di intensità parecchio differenti, almeno del 15-20 %, la cui interazione tuttavia avviene distante dal “*feeding sheet*” di entrambi i vortici. In questo caso il vortice più grande tenderà a conglobare verso se stesso quello più piccolo. Il vortice di minore intensità sarà infatti

spinto sotto il vortice maggiore e nel processo sarà assorbito in questo. Durante questo meccanismo il vortice di intensità maggiore sarà spostato leggermente verso l'alto. Finita l'interazione verrà a crearsi un singolo vortice di maggiore intensità ma tuttavia più instabile e quindi più prone al “*breakdown*”.

Nel “*Coiling*”, che avviene fra vortici di intensità comparabile ed è il meccanismo di interazione predominante, sono importanti due parametri, la posizione relativa dei due “*feeding sheets*” e l'intensità relativa dei due vortici. Questo perché combinati insieme, definiscono l'intensità locale delle velocità e delle aspirazioni che ogni vortice esercita sull'altro influenzandone così l'interazione quantitativa fra i due, ovvero in parole povere “chi viene risucchiato verso chi”.

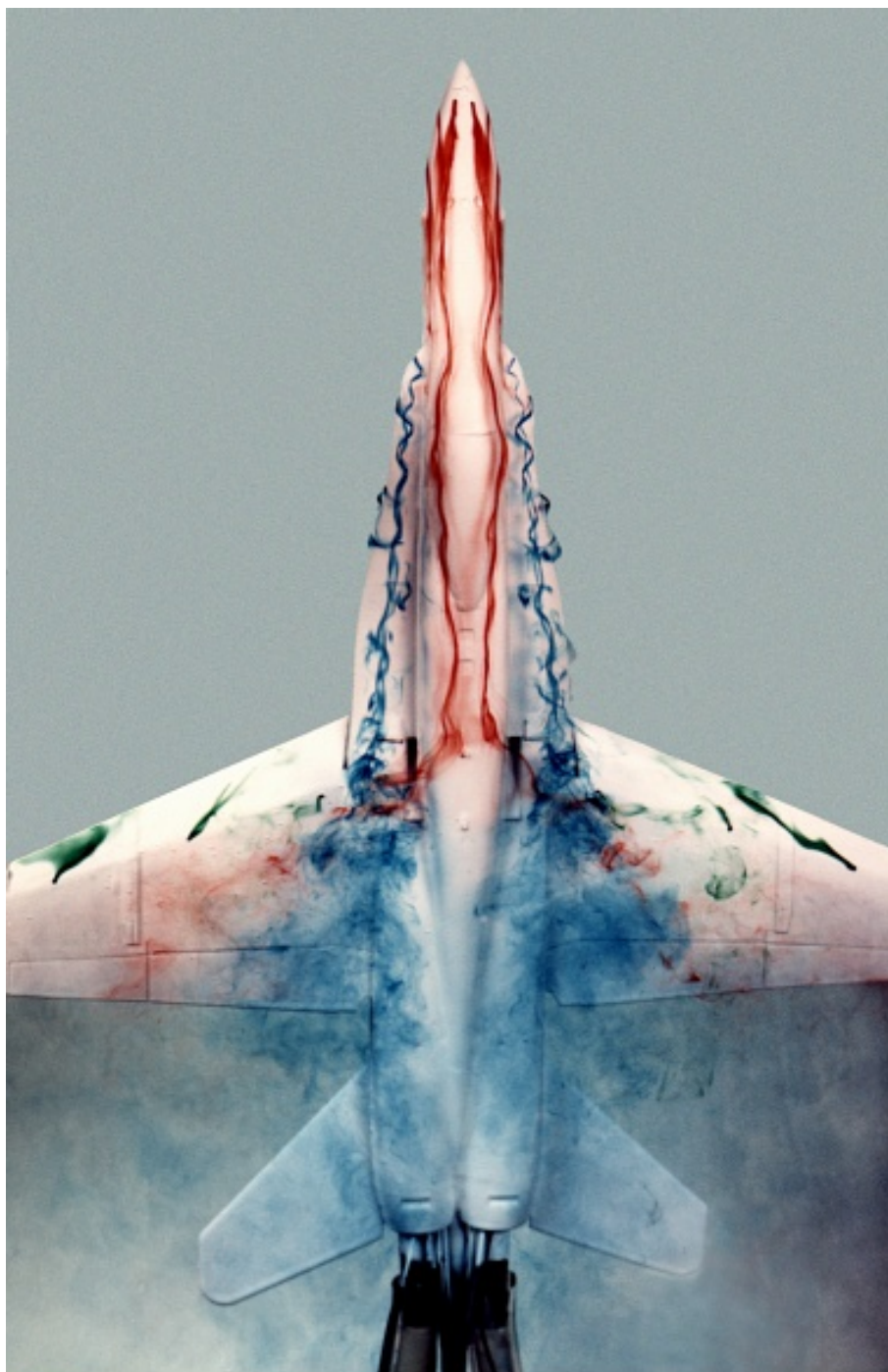


Figura – Esempio di interazioni fra i vortici, “water tunnel” F/A 18C Hornet, come si vede i vortici del “forebody” (rosso) vengono risucchiati verso l'esterno dai vortici delle “strakes” (blu)

A livello qualitativo i due vortici indurranno delle velocità mutue fra di loro ed assumeranno una traiettoria di tipi elicoidale, con passo e velocità di rotazione dipendenti sempre dai due parametri suddetti.

Questo meccanismo è di tipo stabilizzante ed infatti consente di ritardare il “breakdown” diminuendone anche l’intensità. Viene spesso infatti utilizzato per alleviare i problemi di “buffeting” dovuti al “burst” di un vortice sui piani di coda.



Figura – Esempio di interazioni fra i vortici, “water tunnel” F/A 18C Hornet, come si vede i vortici del “forebody” (rosso) vengono risucchiati verso il basso dai vortici delle “strakes” (blu)

Per quanto riguarda vortici dello stesso segno solitamente questi non tendono a presentare complessi meccanismi di interazione.

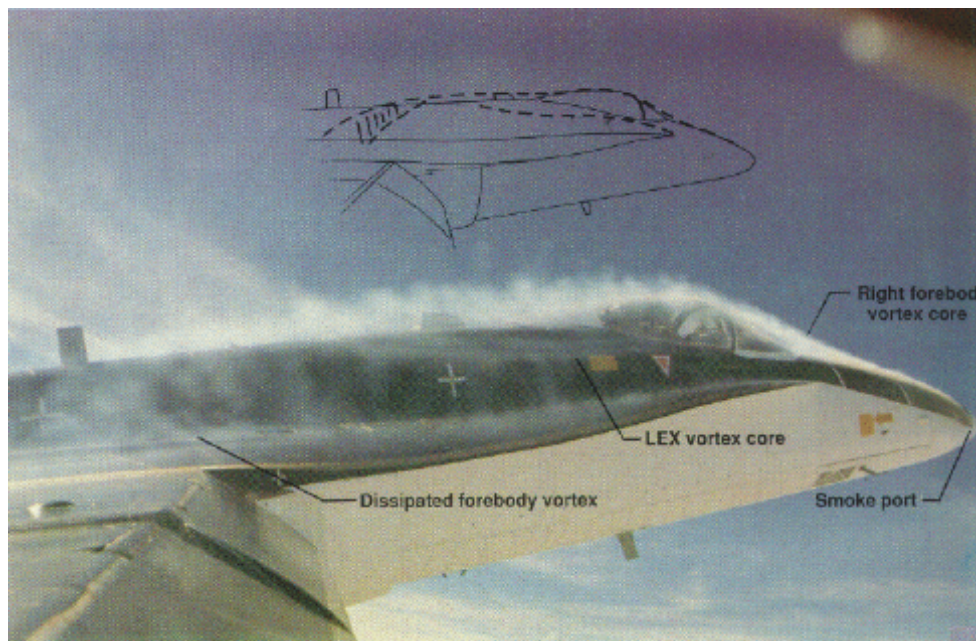


Figura – Schema e visualizzazione dell’interazione fra i vortici del “forebody” e della “strake” di un F/A 18C Hornet in volo ad incidenze elevate

Semplicemente ogni vortice tende ad indurre verso l’altro una velocità che ne determina un leggero spostamento. Un tipico caso è il mutuo “*downwash*” che ogni “*tip vortex*” dell’ala induce sull’altro.

2.2.1-5 – VORTEX BREAKDOWN

Il “*breakdown*” può essere visto come un cambiamento della struttura, localizzato in una determinata posizione, da un moto a spirale regolare ad un moto turbolento più debole. Vi è un’improvvisa decelerazione del fluido lungo l’asse del vortice ed un’espansione di questo attorno ad un nucleo di flusso ristagnante a valle del quale il flusso sembra turbolento ed assomiglia alla scia di un oggetto solido. Solitamente vengono riconosciuti due tipi di “*burst*” chiamati “*spiral breakdown*” e “*bubble breakdown*”.

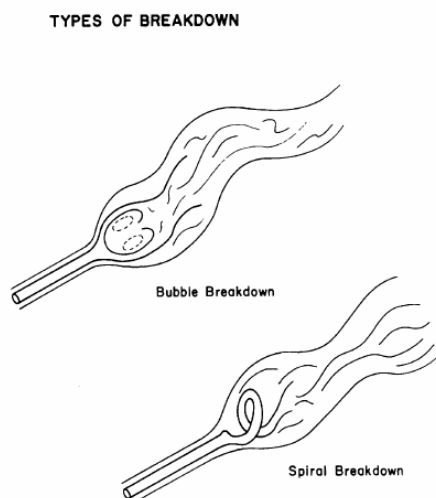


Figura – Tipologie di “breakdown”, a bolla ed a spirale

Ovviamente il punto in cui avviene questo fenomeno, che poi è associato allo stallo delle ali di basso allungamento, dipende dalla freccia al bordo di attacco, dall'incidenza ed in minima parte dal numero di Mach.

Risultati sperimentali effettuati su ali a delta in galleria del vento evidenziano come il “*breakdown*” sia influenzato molto di più dalla geometria all'apice dell'ala rispetto a quella vicino al bordo di uscita.

Tagliare le estremità alari o cambiare la freccia al bordo di uscita comporta effetti del tutto trascurabili. L'aggiunta di “*strakes*” (ali a doppia delta ed ad ogiva) è invece in grado di ritardare parecchio l'inizio del “*burst*”.

Tuttavia è anche vero che le aspirazioni sul dorso devono annullarsi al bordo di uscita dell'ala, questo quindi implica che lungo l'asse del vortice esiste un gradiente di pressione positivo il quale è in grado di determinare il “*breakdown*”. Perciò risulta fondamentale anche l'entità di questo gradiente, quindi così come per i profili si cerca di evitare picchi elevati di depressione, sia tramite una opportuna modellazione geometrica, sia tramite l'interazione fra più vortici in grado di diminuire i picchi eccessivi di aspirazioni, rendendo le velocità assolute minori di intensità, ma favorendo la stabilità globale del vortice senza penalizzare il carico portante prodotto. Per quanto riguarda la rugosità, i percorsi del nucleo del vortice, in assenza di questa, assumono un andamento ondulatorio ben distinguibile prima del “*breakdown*” che si mostra come un rapido avvolgimento del filamento vorticoso attorno all'asse del vortice stesso. Se invece è presente una rugosità il “*burst*” non è preceduto da alcun andamento ondulatorio, inoltre appare come una serie di scie turbolente senza presentare la tendenza all'avvolgimento suddetta.

Per frecce superiori a 75° il meccanismo di “*breakdown*” cambia nuovamente, ed acquista una forte sensibilità rispetto all'angolo di imbardata.

Vi è la tendenza dei due vortici a disporsi uno sopra l'altro, e quindi l'inizio del “*burst*” del vortice superiore ad un'incidenza molto minore rispetto a quella dell'altro. Questo meccanismo è causato dal fatto che per elevate frecce i “*vortex sheets*” entrano in contatto nella mezzeria dell'ala, interagendo e portandosi uno sopra l'altro. Per questo la sensibilità all'imbardate è così alta.

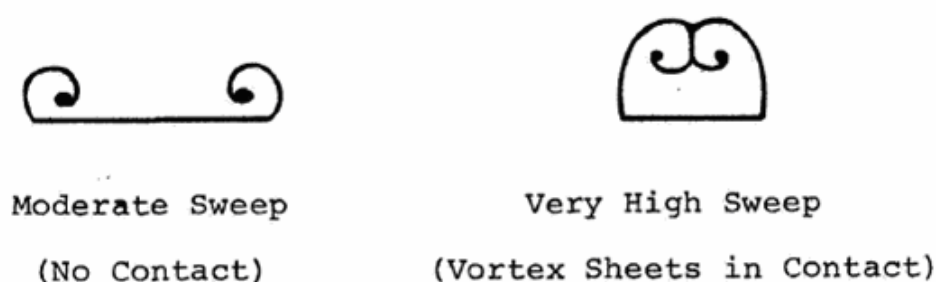


Figura – All'aumentare della freccia i due “*vortex sheets*” si avvicinano sempre di più fino ad entrare in contatto

Ovviamente il vortice superiore incomincia il “*burst*” prima in quanto è allontanato dal suo “*feeding sheet*” e perde quindi coerenza. Per queste ali lo stallo è improvviso e il carico portante utilizzabile è sensibilmente diminuito rispetto a quando i due vortici non si toccano.

Per quanto riguarda la posizione longitudinale del “*breakdown*”, questo partirà dal bordo di uscita in quanto qui essendo il gradiente di pressione maggiore, i vortici saranno più instabili. A posizioni più a monte il gradiente si riduce e quindi il sistema

è nettamente più stabile. Inoltre vicino l'apice dell'ala essendo il gradiente pressoché nullo abbiamo una tipologia di campo aerodinamico conico.

Per frecce basse (45° , 50° , 55°) il carico aerodinamico prodotto è molto piccolo e solitamente il “*breakdown*” incomincia già a metà della corda in mezzeria in quanto a qualsiasi incidenza il vortice prodotto non è mai sufficientemente forte da poter raggiungere la fine dell'ala in uno stato coerente.

Per quanto riguarda la posizione del “*breakdown*” in funzione dell'incidenza e della freccia la figura seguente esprime il risultato di varie campagne di prove in gallerie del vento per le ali a delta

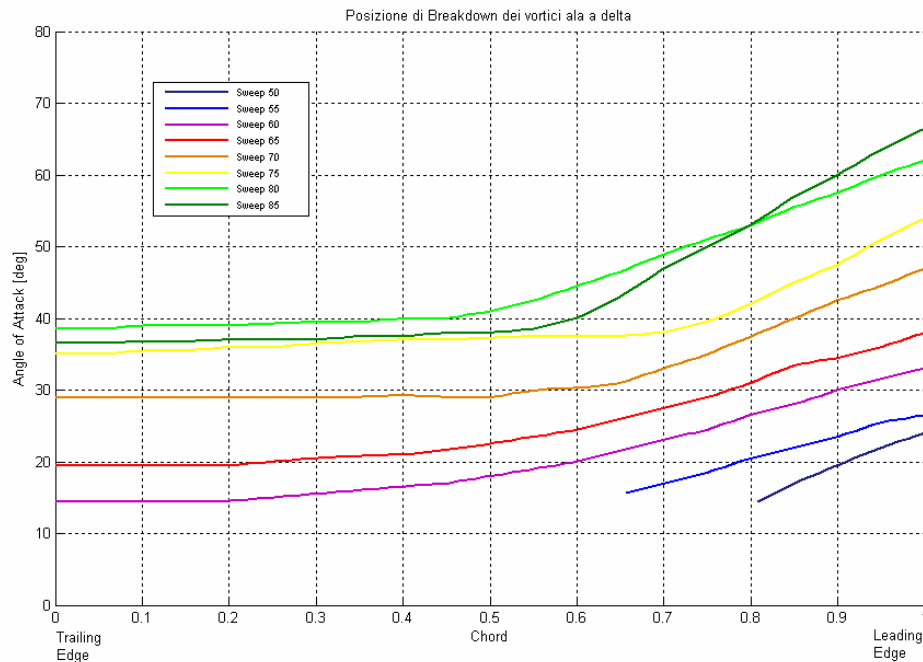


Figura – Posizione del punto di “breakdown” su un’ala a delta al variare della freccia

ALI A DELTA MODIFICATE

In molti casi il bordo di uscita di un’ala viene modificato per assumere altre forme, le cui più note sono “a diamante”, “a freccia”, “a ogiva”, “a doppia delta”. In questo caso il “*burst*” al bordo di uscita convenzionalmente viene identificato come il punto più a valle dell’intera ala.

Sorprendentemente variazioni della geometria del bordo di uscita hanno piccolissimi effetti sul “*breakdown*”. Infatti essendo questo relazionato al gradiente di pressione, ci si dovrebbe aspettare che un dato come l’allungamento alare sia appropriato per correlarne il comportamento. Questo tuttavia non avviene non perché questi fattori non siano importanti ma perché la freccia al bordo di attacco ha un’influenza assai maggiore, soprattutto nella “forza” del vortice che andrà incontro al gradiente di pressione.

Una differenza tuttavia esiste ed infatti la figura sottostante è un esempio della differenza, seppur piccola, a parità di freccia (70° in questo caso), del punto di “*burst*”.

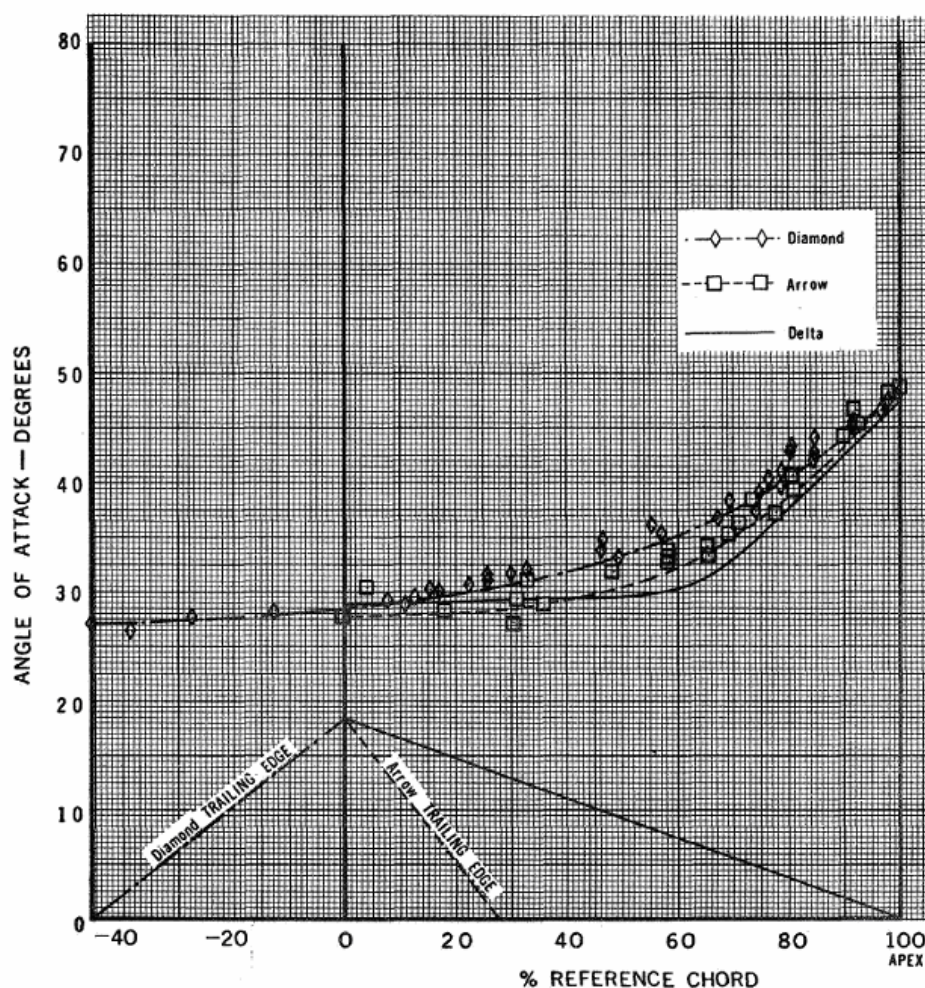


Figura – Effetti dell'introduzione della freccia sul punto di “breakdown” del vortice di un'ala a delta di 70°

Un andamento quantitativo è rappresentato anche nella tabella sottostante.

EFFECT OF ASPECT RATIO ON VORTEX BREAKDOWN				
Wing	Aspect Ratio	Initial Breakdown Angle of Attack	Equivalent Delta Sweep	Breakdown Angle for Equivalent Delta
70° Diamond	1.0	27.0°	(76°)	37.5°
70° Delta	1.46	29.0°	--	--
70° Arrow	2.0	28.0°	(63.4°)	16.5°

Per quanto riguarda le ali a doppia delta, la presenza delle “*strakes*” cambia effettivamente il “*breakdown*”, portandolo a valori superiori di incidenze a parità di freccia. La figura sottostante è un tipico esempio di forma a doppia delta molto utilizzata nei caccia di quarta generazione.

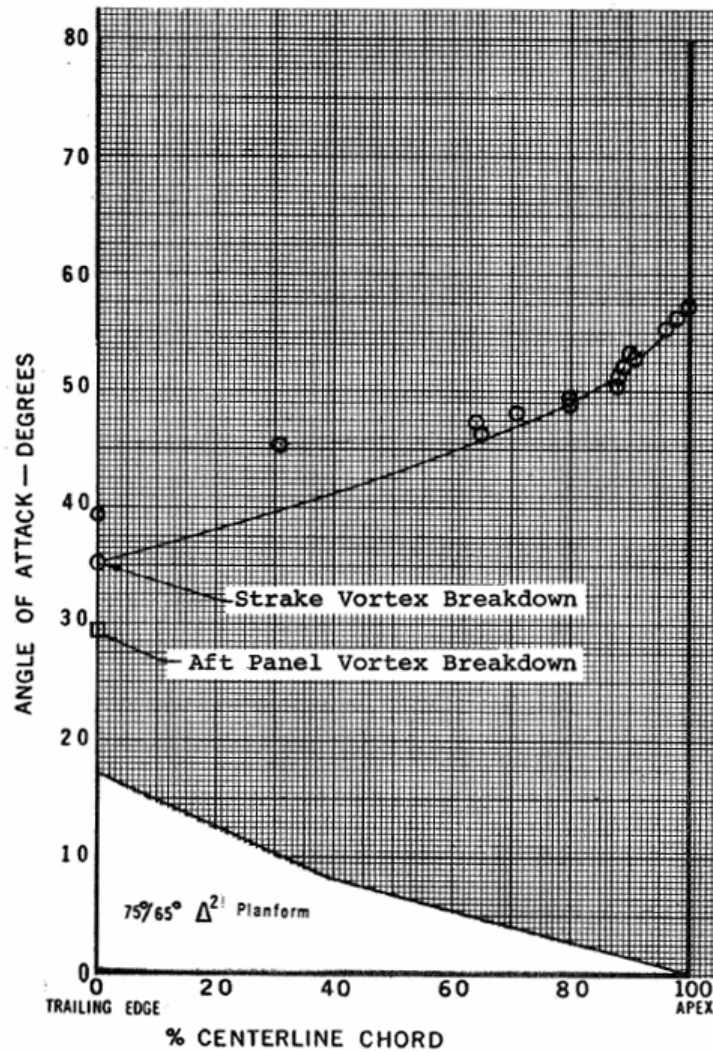


Figura – Effetti dell'introduzione della "strake" sul punto di "breakdown" di un'ala a delta

Un andamento quantitativo si ricava invece nella tabella sottostante

EFFECT OF STRAKES ON BREAKDOWN		
Wing	Angle of Attack for Initial Breakdown	
	Aft Panel Vortex	Strake Vortex
65° Delta	19.3°	--
75°/65° Double-Delta	29.5°	35.1°
80°/65° Double-Delta	31.5°	35.5°

Nelle forme ad "ogiva" invece, la forma in pianta è una singola curva da cui il vortice riesce a formarsi per tutta la lunghezza. L'ala può essere vista come una doppia delta raccordata. Il vantaggio di questa tipologia risulta che il "breakdown" non solo avviene ad incidenze più elevate ma progredisce verso monte ad un rateo più lento rispetto ad un'equivalente doppia delta. Questo comportamento è favorito in primis dall'aumentare della freccia all'apice dell'ala, cosa che forma un vortice più stabile e

coerente rispetto al caso normale, inoltre come nel caso del raccordo parabolico, la tendenza è quella di formare un unico vortice più grande e quindi dotato di maggiore “forza”.

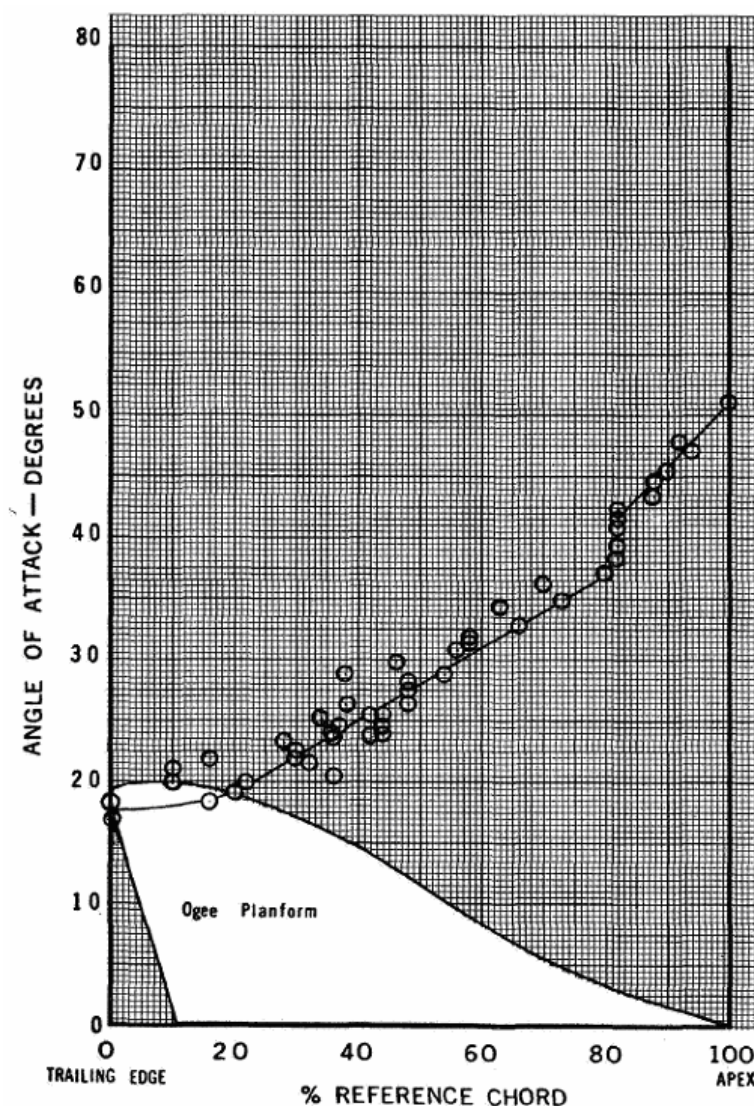


Figura – Andamento del “breakdown” su un’ala ad ogiva

Per quanto riguarda il momento di beccheggio invece abbiamo, in linea di massima per tutte le geometrie, che mano a mano che il “breakdown” risale l’ala la tendenza a “pitch-up” è ridotta ed in alcuni casi si sviluppa una tendenza al “pitch-down”. Infatti come il “burst” si muove verso monte la perdita di portanza si distribuisce sull’intera superficie alare e la tendenza al “pitch-up” svanisce. Quindi l’aggiunta di area al bordo di uscita è molto efficiente nel controllare questo fenomeno, anche se l’efficienza effettivamente viene sentita in larga parte dopo che il “breakdown” ha attraversato del tutto il bordo di uscita.

SPIRAL BREAKDOWN

Il “breakdown” a spirale è caratterizzato da una rapida decelerazione del flusso del nucleo seguita da un cambiamento di direzione improvviso, in cui il flusso del nucleo assume una forma a spirale che persiste per uno o due giri completi prima di “esplodere” in una turbolenza di larga scala.

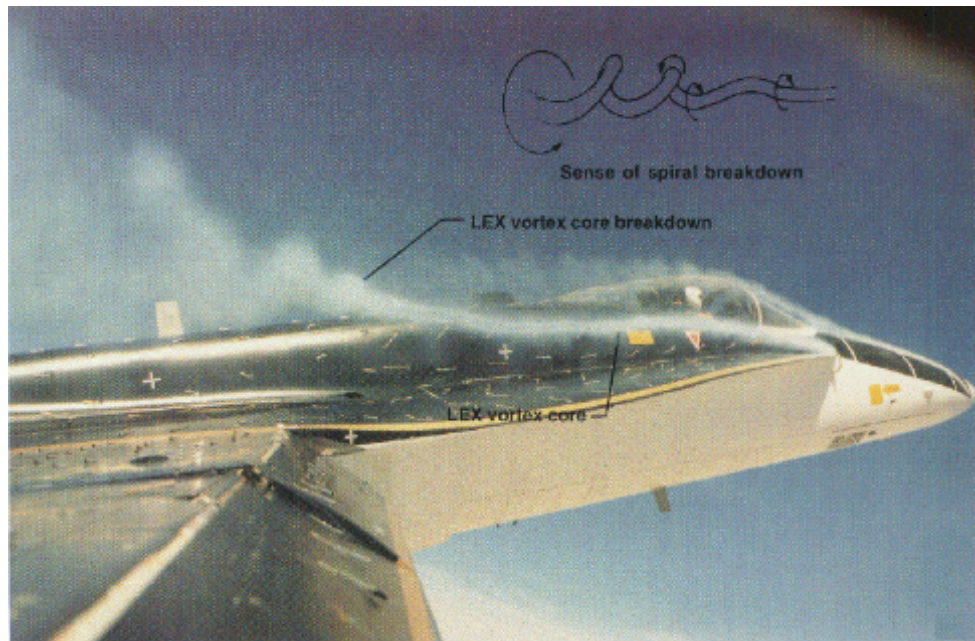


Figura – Visualizzazione e schema del “breakdown” a spirale della “strake” di un F/A 18C Hornet

La spirale è anch’esse ruotante, per i vortici del “leading edge” anche se il senso di rotazione della spirale è opposto a quello del vortice.



Figura – Visualizzazione e schema del “breakdown” a spirale della “strake” di un F/A 18C Hornet in volo ad un’incidenza di 20°

Il “*breakdown*” a bolla appare come un punto di ristagno dell’asse del vortice seguito da una zona di ricircolo ovale. A valle di questa solitamente il vortice è turbolento e diffonde rapidamente. Tuttavia questa forma a bolla è il risultato della visualizzazione, infatti la vera struttura di questo “*burst*” è diversa. Per andare a vedere questo si deve studiare il tipo di flusso sviluppato dall’auto-induzione di un vortice ad elica costante nel raggio e nel passo.

Assumiamo quindi un’elica destrorsa di raggio a_0 e passo $2\pi k_0$ con l’asse nella direzione z . Definiamo poi il passo adimensionale come

$$\hat{\tau} = \frac{k_0}{a_0} = \frac{1}{\tan \beta}$$

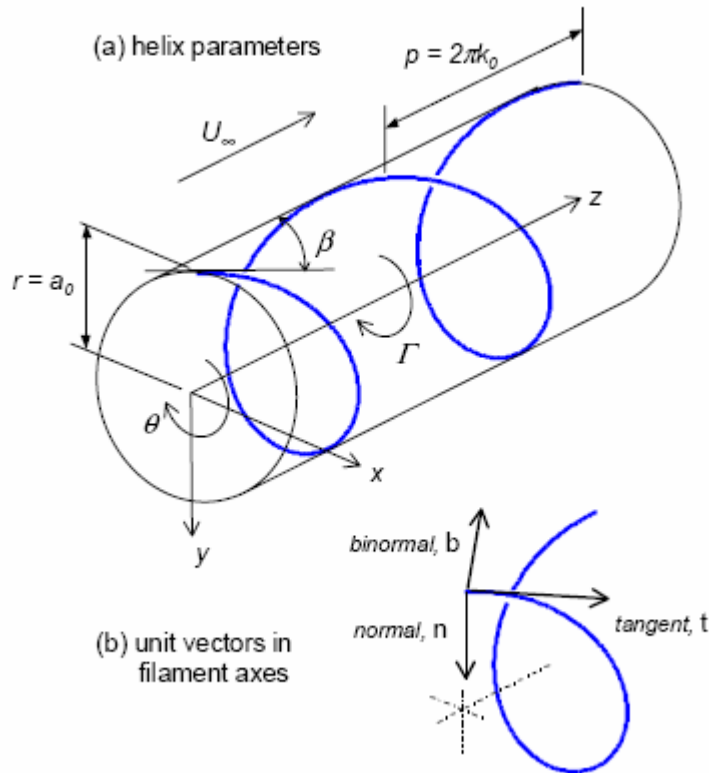


Figura – Parametri della spirale

La componente di velocità indotta lungo la direzione \hat{n} è nulla. La componente di velocità indotta lungo la direzione \hat{b} è invece la seguente

$$V_B = \frac{\Gamma \kappa}{4\pi} (C_{MS} - \ln(\kappa \sigma))$$

Dove Γ è l’intensità del vortice, σ è il raggio del nucleo del vortice e κ è la curvatura del filamento. Il coefficiente C_{MS} è una funzione non lineare di \hat{t} .

La velocità indotta lungo la direzione \hat{t} è invece la seguente

$$W_B = \frac{\Gamma \kappa}{4\pi} C_{VT}$$

Dove anche il coefficiente C_{VT} è una funzione di $\hat{\tau}$.

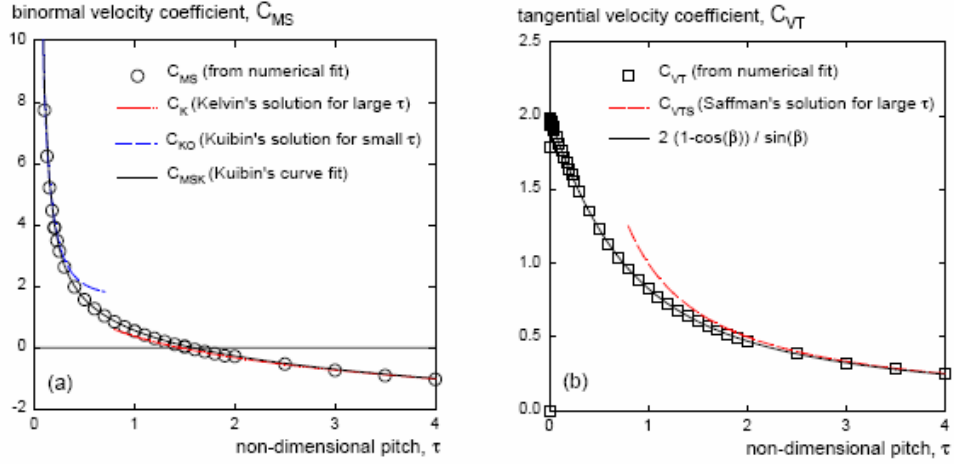


Figura – Tabella del coefficiente di velocità tangenziale e di velocità binormale

Come risultato della velocità indotta V_B quindi il filamento del vortice ad elica traslerà e ruoterà con le seguenti velocità

$$V_T = V_B \sin \beta + U_\infty$$

$$\Omega = -\frac{V_B \cos \beta}{a_0}$$

Dove U_∞ è la velocità longitudinale del flusso indisturbato. Queste velocità sono dipendenti anche dalla variabile temporale, tuttavia passando dal precedente sistema di riferimento cilindrico (r, θ, z) , ad un sistema di riferimento elicoidale (R, Ψ, Z) la dipendenza dal tempo sparisce, abbiamo infatti le seguenti trasformazioni

$$R = \frac{r}{a_0}$$

$$\Psi = (\theta - \Omega t) - Z$$

$$Z = \frac{z - V_T t}{k_0}$$

Possiamo quindi adesso identificare 3 tipologie di flusso nel piano (R, Ψ) sviluppando le precedenti equazioni al variare dei parametri fondamentali.

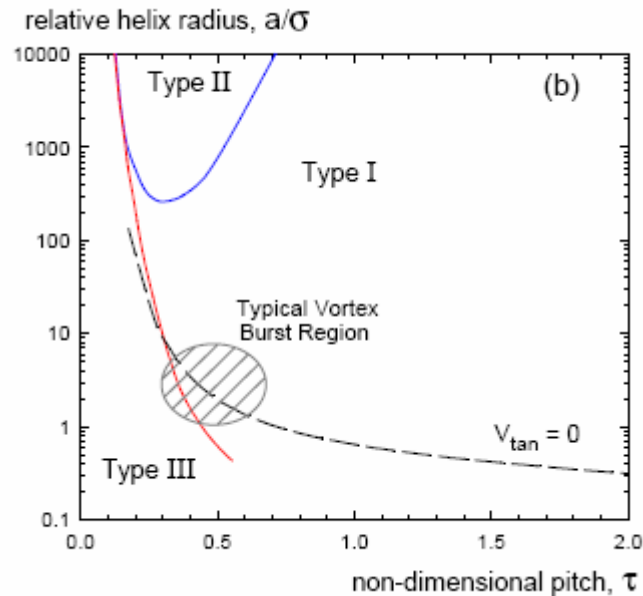


Figura – Tipologia di flusso al variare del raggio relativo dell’elica e del passo non dimensionale

⇒ Tipologia I – il flusso è simile a quello di un normale vortice con orbite concentriche e chiuse attorno al centro del vortice, questo è il caso del “breakdown” a spirale

No fixed points.

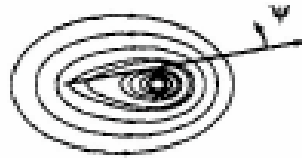


Figura – Schema del flusso di tipologia I, si vede il centro del vortice e l’origine dell’asse dell’elica

⇒ Tipologia II – il flusso presenta un secondo sistema di orbite chiuse attorno al centro di rotazione dell’elica, oltreché intorno al nucleo del vortice. Esiste poi un punto fisso dove le differenti superfici di flusso si toccano fra il centro del nucleo del vortice ed il centro di rotazione dell’elica ($\Psi = 0$).

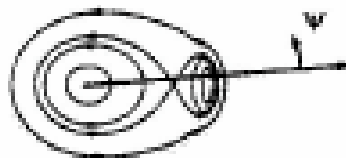


Figura – Schema del flusso di tipologia II, il punto fissosi trova fra il centro del vortice ed il centro dell’elica, il flusso inoltre ruota anche attorno al centro dell’elica

⇒ Tipologia III – il flusso presenta un secondo sistema di orbite chiuse attorno al centro di rotazione dell’elica, oltreché intorno al nucleo del vortice. Esiste poi

un punto fisso dove le differenti superfici di flusso si toccano, punto che è opposto al nucleo del vortice ($\Psi = \pm\pi$)

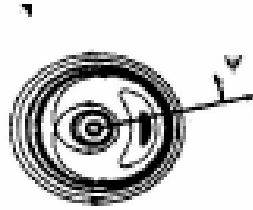


Figura – Schema del flusso di tipologia III, il punto fisso e dalla parte opposta del centro del vortice, rispetto al centro della spirale

La regione campita nella figura precedente rappresenta i tipici parametri dell'elica per il “breakdown” dei vortici delle ali a delta. La linea tratteggiata invece indica le eliche per cui gli elementi materiali hanno una velocità tangenziale nel piano trasversale nulla. Come si può vedere dal grafico le tipologie interessanti sono la prima e la terza. Le particelle nella tipologia I ruotano in maniera ordinata attorno al centro del vortice mentre questo si sposta lungo l'elica, il che quindi mette in evidenza il classico “breakdown” a spirale. Tuttavia nella tipologia III le particelle hanno un comportamento più complesso

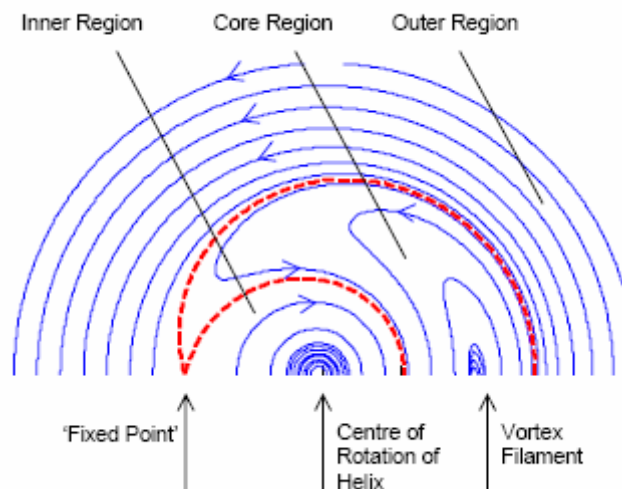


Figura – Tipologia III del flusso, come si vede abbiamo il vortice che impone una rotazione antioraria al flusso e a sua volta ruota in senso orario attorno al centro dell'elica. Inoltre una parte del flusso ruota in senso orario attorno all'elica

Nella figura, che è una sezione del vortice nel piano (R, Ψ) , le linee tratteggiate indicano le linee di flusso che separano le orbite chiuse attorno al vortice ed attorno al centro di rotazione, e sono caratterizzate da una velocità assiale nulla. Abbiamo poi 3 distinte zone

- ✓ *Inner region* – Vicina al centro di rotazione. Particelle iniettate in questa regione orbitano attorno al centro di rotazione nella direzione opposta a quella di rotazione generale e tendono a muoversi verso monte a causa delle velocità indotte dal vortice a spirale vicino al centro dell'elica

- ✓ *Core region* – centrata sul nucleo del vortice. Particelle iniettate in questa regione orbiteranno attorno al nucleo del vortice. Il profilo di velocità assiale qui è tale che le particelle tenderanno a muoversi lentamente verso valle, ma con un movimento “avanti-indietro” sovrapposto.
- ✓ *Outer region* – All'esterno dell'elica. Le particelle iniettate in questa regione si disperdono velocemente verso valle attorno e al di fuori dell'elica.

Dall'esterno tutta questa struttura assomiglia ad una nuvola cilindrica che circonda un vuoto al centro dell'elica. Il centro del nucleo che si muove a spirale è avvolto da questa nuvola ma non è chiaramente visibile. Infatti questa struttura prende le somiglianze del cosiddetto “*bubble breakdown*” che talvolta appare sulle ali a delta. Questo avviene quando disturbi transitori riescono temporaneamente a far passare i parametri dell'elica nella tipologia di flusso III invece che nella I che è la più diffusa e quella che naturalmente il “*burst*” delle ali a delta tende ad assumere. Infatti il “*breakdown*” a bolla solitamente si forma nei test dinamici quando l'ala è sottoposta ad intensi “*pitch-up*” in cui il ritardo aerodinamico fa sì che il “*burst*” avvenga più a valle rispetto al caso stazionario.

2.2.2 – DRAG

Anche per i caccia la resistenza risulta essere fondamentale, infatti agisce direttamente sia sulle prestazioni strategiche, come il raggio di combattimento e l'autonomia, sia sulle prestazioni tattiche, ovvero il rateo di virata sostenuto oppure l'entità dell’“*energy bleeding rate*” in determinate condizioni di combattimento. In generale la resistenza è divisa nei seguenti sottosistemi

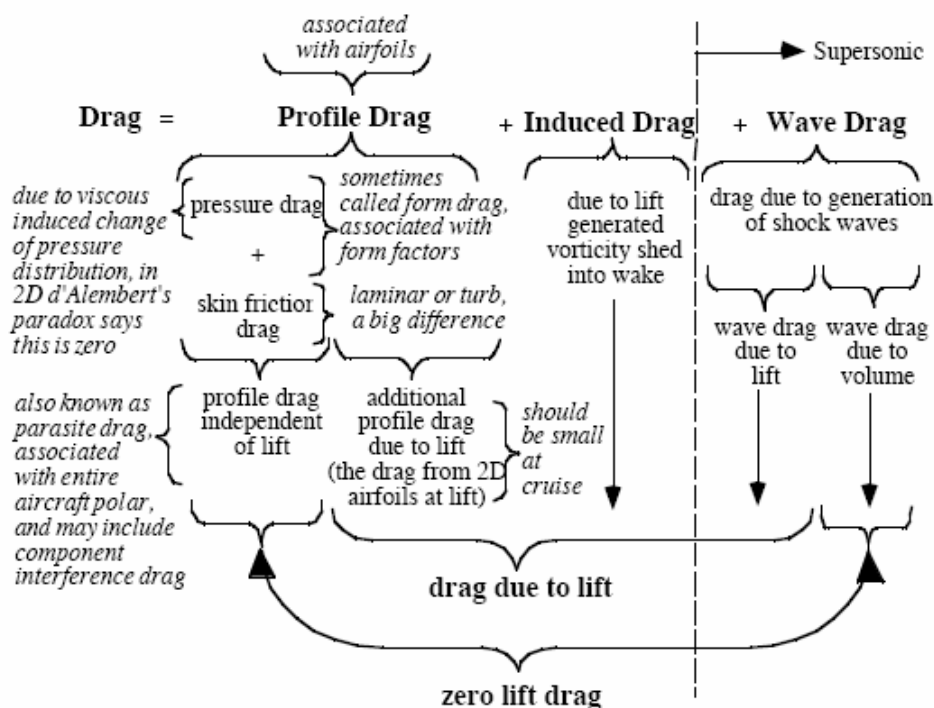


Figura – Schema delle varie componenti della resistenza

2.2.2-1 – ANALISI DELLA RESISTENZA A VALLE

È possibile stimare la resistenza di un corpo con una maggiore accuratezza, qualora non siano disponibili metodi accurati, considerando il bilancio di quantità di moto su un volume di controllo, le cui superfici sono molto distanti dal corpo stesso, ovvero tramite un calcolo a valle. Se la superficie di controllo S attorno al corpo è definita abbiamo

$$F = -\oint_S (p - p_\infty) dS - \oint_S \rho q [(V_\infty + q) dS]$$

Dove q è il vettore delle velocità di perturbazione

$$V = V_\infty + q$$

Se siamo ad una sufficiente distanza dal corpo possiamo assumere che i moti di maggiore intensità si sono dissipati, inoltre se le superfici di controllo sono prese sufficientemente grandi rispetto al corpo possiamo introdurre l'ipotesi delle piccole perturbazioni e considerare solo i termini lineari

$$\rho \cong \rho_\infty \left(1 - M_\infty \frac{u}{U_\infty} \right)$$

$$(p - p_\infty) \cong -\rho_\infty \left[U_\infty u + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \right] + \frac{1}{2} \rho_\infty M_\infty^2 u^2$$

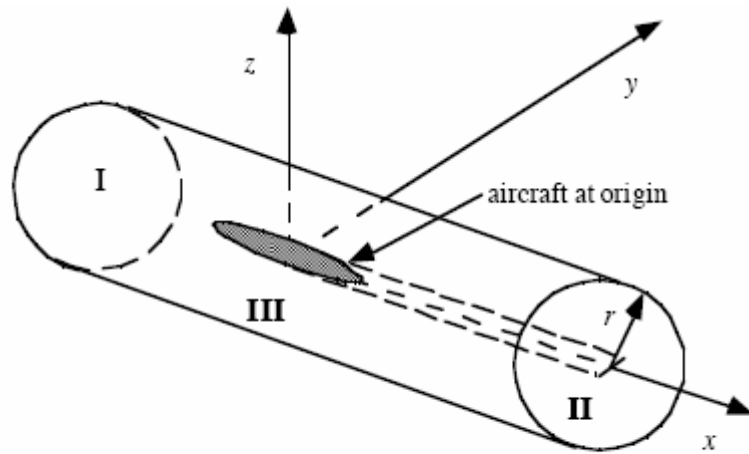


Figura – Definizione della superficie di controllo per il calcolo della resistenza attraverso il bilancio della quantità di moto

Se adesso andiamo a considerare la resistenza vera e propria che agisce sul volume di controllo avremo

$$D = \frac{1}{2} \rho_\infty \iint_{I+II} [(M_\infty^2 - 1) u^2 + v^2 + w^2] dy dz - \rho_\infty \iint_{III} uv_r r d\theta dx$$

Dove v_r è la velocità radiale, $v_r^2 = v^2 + w^2$, $r^2 = x^2 + y^2$.

Se prendiamo come detto la superficie abbastanza grande e sufficientemente distante dal corpo avremo che su I l'integrale è nullo quando $x \rightarrow -\infty$. Su II invece quando $x \rightarrow \infty$ otteniamo il così detto integrale sul piano di "Trefftz".

L'integrale su III invece è la resistenza d'onda, che è nulla in subsonico quando non vi è la presenza di onde d'urto. Questo inoltre può essere scritto nel seguente modo

$$D_{wave} = \lim_{r \rightarrow \infty} \left(-\rho_{\infty} r \int_0^{2\pi} d\theta \int_{-\infty}^{+\infty} u v_r dx \right)$$

Inoltre utilizzando l'equazione delle onde

$$(1 - M_{\infty}^2) \phi_{xx} + \phi_{yy} + \phi_{zz} = 0$$

Ed effettuando alcuni passaggi possiamo giungere alla forma finale dell'equazione della resistenza d'onda

$$D_{wave} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\theta \left(-\frac{\rho_{\infty} U_{\infty}^2}{4\pi} \int_0^l \int_0^l S''(x_1) S''(x_2) \ln|x_1 - x_2| dx_1 dx_2 \right)$$

Se invece consideriamo l'integrale II a valle del corpo, questo diventa, considerando che per $x \rightarrow \infty$, $u \rightarrow 0$

$$D_{induced} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} \int_{-\infty-\infty}^{+\infty+\infty} (v^2 + w^2) dx dy$$

Questa componente di resistenza, è chiamata resistenza indotta, che esprime l'entità dell'energia cinetica associata alla scia vorticoso lasciata da un aereo. Il valore di questo integrale nel piano di "Trefftz" dipende solo dalla distribuzione della circuitazione attorno all'ala $\Gamma = \oint V ds$, gli effetti del numero di Mach entrano nella resistenza indotta solo tramite i cambiamenti che inducono sulla circuitazione attorno l'ala, (ovvero la distribuzione di portanza in apertura). L'espressione finale sarà quindi

$$D_{induced} = -\frac{\rho_{\infty}}{4\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{d\Gamma(y_1)}{dy} \frac{d\Gamma(y_2)}{dy} \ln|y_1 - y_2| dy_1 dy_2$$

2.2.2.2 – RESISTENZA INDOTTA

Alla base del concetto per il calcolo della resistenza indotta vi sono le ipotesi base sul piano di "Trefftz" che qui andiamo ad elencare

- ✓ A valle dell'aereo il moto prodotto dalla sua scia diventa bidimensionale nel piano $y - z$, non vi è alcuna velocità indotta nella direzione x
- ✓ L'energia che si accumulerà nel piano di "Trefftz" corrisponderà ad energia dissipata per il moto nel fluido

- ✓ Per questi motivi la distribuzione di portanza in apertura dell'intero veicolo può essere utilizzata per calcolare la resistenza indotta della configurazione in esame

Solitamente si esprime la circuitazione attorno ad un'ala tramite uno sviluppo in serie di "Fourier"

$$\Gamma = U_{\infty} b \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin n\theta$$

I vari coefficienti della serie devono essere determinati in modo tale che le sinusoidi riescano a rappresentare efficacemente la forma della distribuzione di portanza in apertura, otteniamo quindi i seguenti risultati

$$D_{induced} = \frac{\pi \rho_{\infty} U_{\infty}^2 b^2}{8} \sum_{n=1}^{\infty} n A_n^2$$

Questo porterà al seguente risultato

$$C_{D_{induced}} = \frac{C_L^2}{\pi A Re}$$

$$e = \frac{1}{\left[1 + \sum_{n=2}^{\infty} n \left(\frac{A_n}{A_1} \right)^2 \right]}$$

Dove e è il coefficiente di "Oswald" che in generale dipende dal numero di Mach e dal coefficiente di portanza a cui sta lavorando la configurazione. Dobbiamo comunque tenere di conto che questa teoria deve essere utilizzata per evitare errori analizzando la distribuzione di portanza in apertura per l'intera configurazione, mettendo insieme quindi l'effetto di tutte le superfici portanti del veicolo.

2.2.2.3 – RESISTENZA D'ONDA

Se andiamo a riprendere in esame l'equazione generale della resistenza d'onda notiamo da subito l'importanza della distribuzione delle aree trasversali ("cross sectional area").

$$D_{wave} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \left(-\frac{\rho_{\infty} U_{\infty}^2}{4\pi} \int_0^l \int_0^l S'''(x_1) S'''(x_2) \ln|x_1 - x_2| dx_1 dx_2 \right) d\theta$$

Per minimizzare l'integrale le variazioni di sezione del corpo devono essere dolci, ed in ogni caso riducendo la massima sezione trasversale si riduce anche la resistenza. L'equazione, utilizzata per lo sviluppo della teoria della "regola delle aree", derivante dalla teoria delle piccole perturbazioni è indipendente dal numero di Mach e richiede la chiusura del corpo, ovvero $S(l) = 0$, oppure $S'(l) = 0$.

Utilizzando questo integrale sono state trovate forme di minima resistenza d'onda a determinate condizioni iniziali, ovvero fissando un parametro geometrico e quindi risolvendo l'integrale. Se imponiamo che si abbia $S(l) \neq 0$ il corpo di minima resistenza d'onda è "l'ogiva di vonKarman"

$$D_{wave} = \frac{2\rho_{\infty}U_{\infty}^2}{\pi} \frac{[S(l)]^2}{l^2}$$

Dove $S(l)$ è la superficie di base fissata del corpo ed l è la lunghezza del corpo.

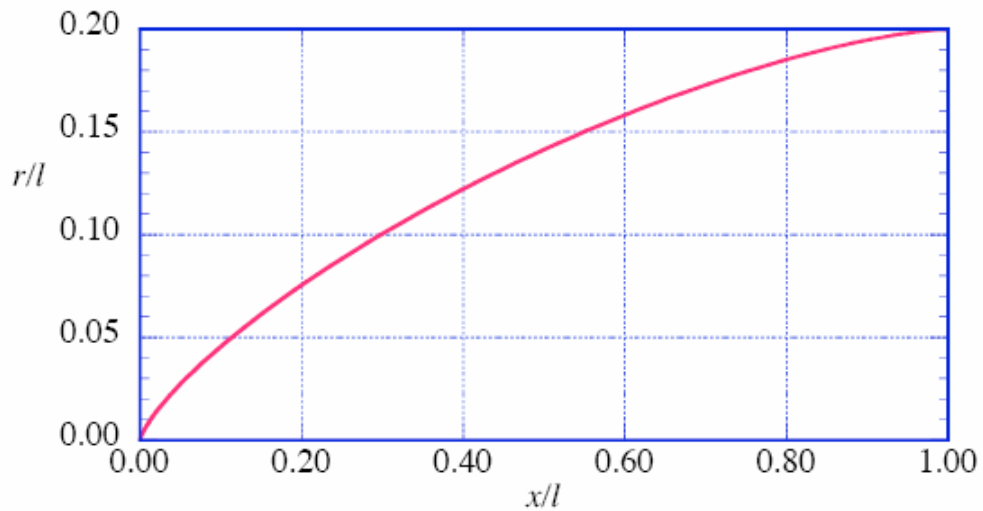


Figura – Corpo di minima resistenza d'onda a base non nulla, ogiva di "von-Karman"

Se invece il corpo ha entrambe le estremità chiuse, fissata la lunghezza l ed il volume V abbiamo

$$D_{wave} = \frac{64V^2}{\pi l^4} \rho_{\infty} U_{\infty}^2$$

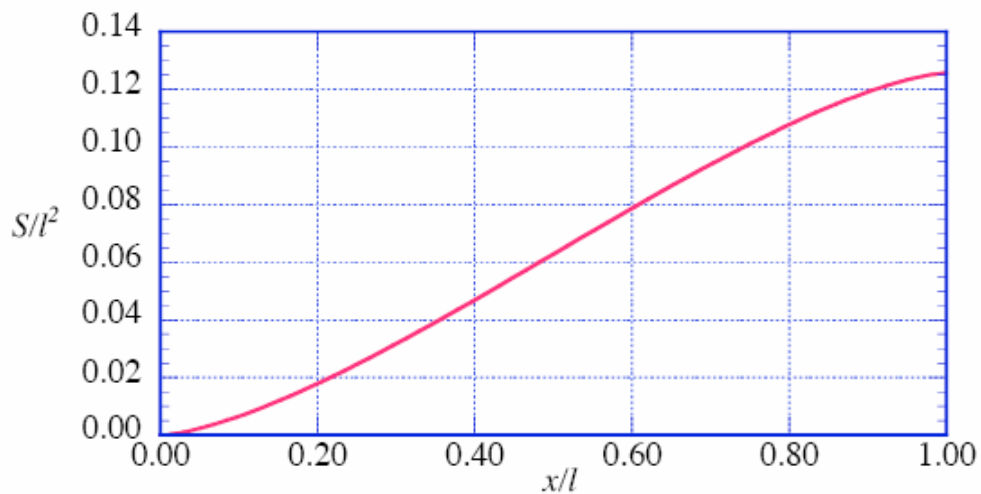


Figura – Andamento della distribuzione delle sezioni trasversali per l'ogiva di "von-Karman"

Il corpo, che fissata la lunghezza ed il volume, ha la minima resistenza d'onda è il “Sears-Haack Body”. Questo corpo è chiuso ad entrambe le estremità, è simmetrico rispetto alla metà della corda, ed ha un naso leggermente tozzo. Fissato il rapporto di finezza l/D la distribuzione delle aree trasversali è la seguente

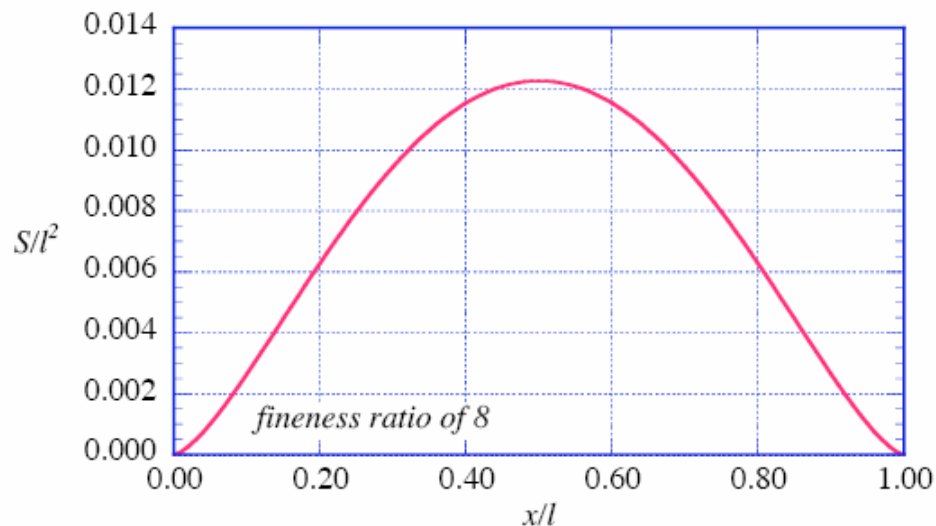


Figura – Distribuzione delle superfici trasversali per un corpo di “Sears-Haack” di finezza pari a 8

Il procedimento alla base della regola delle aree è il seguente: si effettua una sezione del corpo con un piano inclinato rispetto alla direzione del flusso indisturbato pari all'angolo di Mach μ ($\mu = \arcsin(1/M_\infty)$), e questo si fa per ogni angolo θ di rollio di questo piano attorno all'asse longitudinale del corpo. La distribuzione delle aree delle sezioni trasversali di tutto il corpo dovrà essere resa il più possibile simile a quella evidenziata nella figura precedente (nota simile qualitativamente ma non quantitativamente) per ottenere la minima resistenza d'onda al numero di Mach in esame. Questo deve essere fatto per ogni angolo θ come detto.

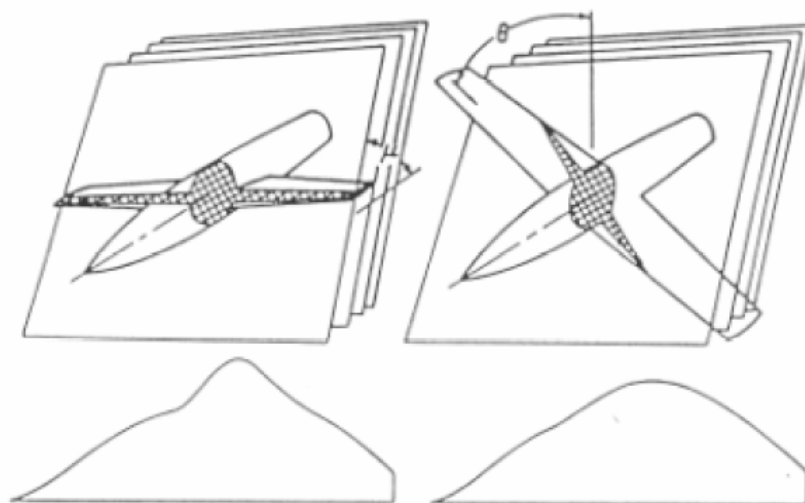


Figura – Esempio di applicazione della regola delle aree

2.2.2-4 – LEADING EDGE SUCTION

Il concetto può essere spiegato dalla presenza di aspirazioni al bordo di attacco di un qualsiasi corpo dovute all'espansione del flusso attorno ad esso. L'espansione diventa maggiore al diminuire dello spessore e tende all'infinito per il caso della lastra piana nel flusso ideale

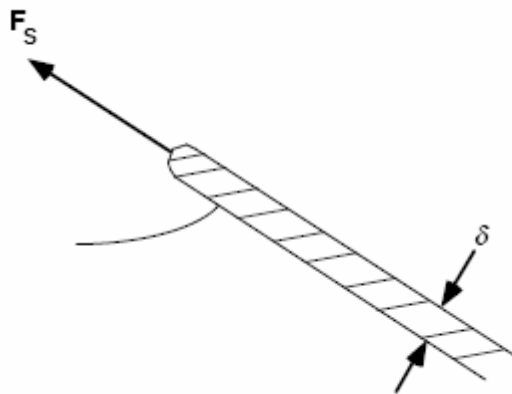


Figura – Aspirazione al bordo di attacco

Nella realtà tuttavia una lastra piana non riuscirà a realizzare alcuna forza di spinta e quindi avrà una componente di resistenza. Tuttavia profili con nasi più o meno appuntiti a moderate incidenze possono essere in grado di sviluppare componenti di spinta. Quindi questa spinta, o resistenza aggiuntiva nel caso non si riesca ad ottenere il 100% dell'aspirazione possibile, è associata alla geometria del profilo.

Ricordando poi che un profilo in bidimensionale con l'assunzione di flusso potenziale non ha componenti di resistenza dovuti alla generazione della portanza, aggiungendo il contributo della resistenza indotta di una distribuzione di portanza ellittica, possiamo ricavare la polare del profilo che corrisponde al 100% dell'aspirazione. Solitamente questa condizione di ottimo si riesce a raggiungere solo alle basse incidenze mentre invece vicino allo stallo la polare tipica di un profilo si adagia sulla condizione di 0% di aspirazione ottenuta.

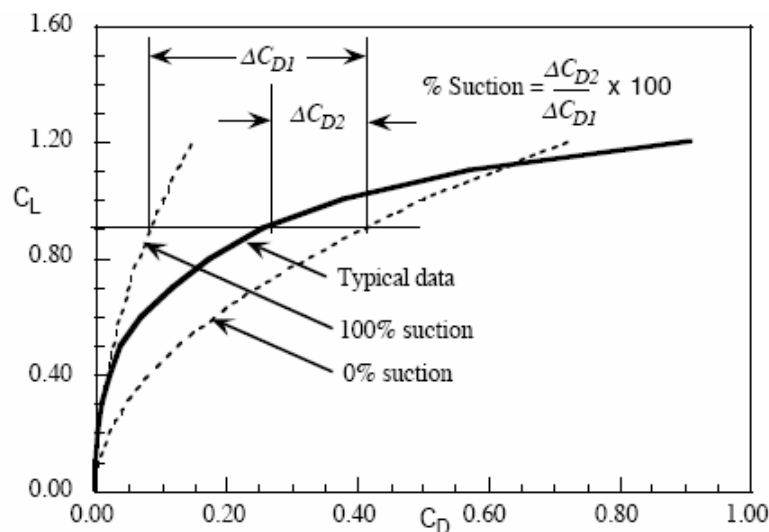
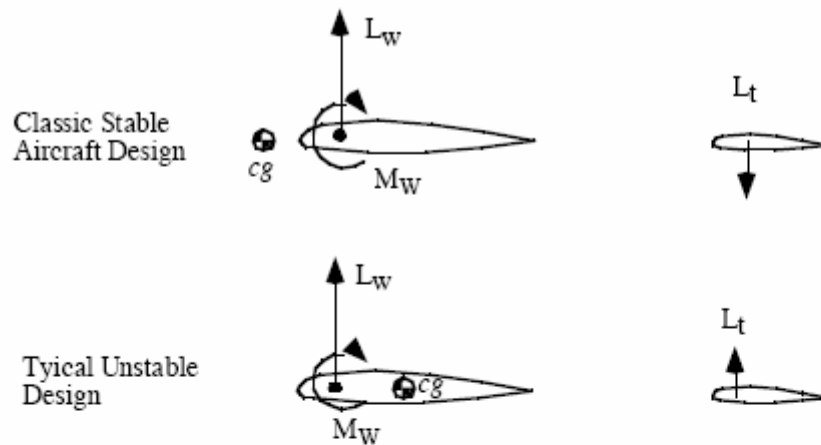


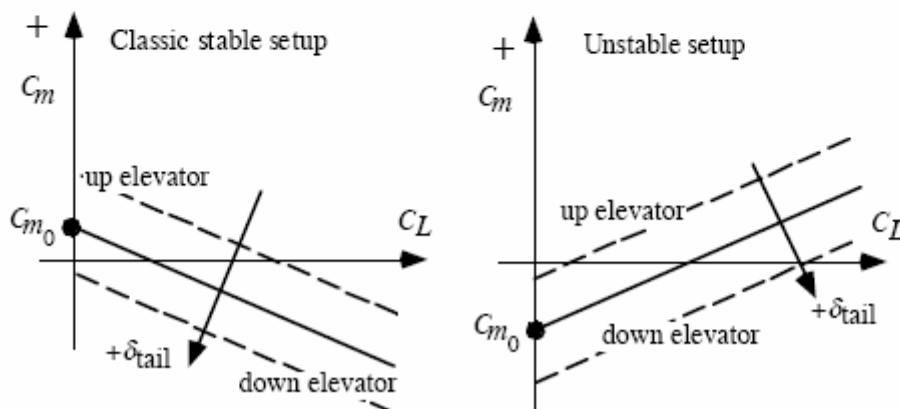
Figura – Schema di polare di un profilo con e senza aspirazione al bordo di attacco

2.2.2.5 – TRIM DRAG

Per volare in equilibrio l'aereo deve essere necessariamente trimmato e quindi le superfici di controllo devono essere deflesse di conseguenza per annullare il momento attorno al baricentro. Esistono due possibili casi mostrati nella figura seguente



a) surface lift requirements for trim



b) idealizations of design requirements

Figura – Richieste di progetto per la tipologia di configurazione voluta

Nel primo caso il baricentro è posizionato davanti al centro di pressione dell'ala, l'aereo è stabile, ed è necessaria una forza deportante per bilanciare la portanza dell'ala nella maggior parte dell'involuppo di volo. Nel secondo caso invece il baricentro è dietro il centro di pressione dell'ala, l'aereo è instabile, ed è richiesto un carico portante per bilanciare la portanza dell'ala

La deflessione delle superfici di controllo cambia la resistenza totale dell'aereo aggiungendo quella componente che assume il nome di "*trim drag*". Infatti per una data condizione di volo la portanza totale deve essere fissata, ed ogni cambiamento della portanza della superficie di controllo richiede un cambiamento della portanza generale, e quindi della resistenza.

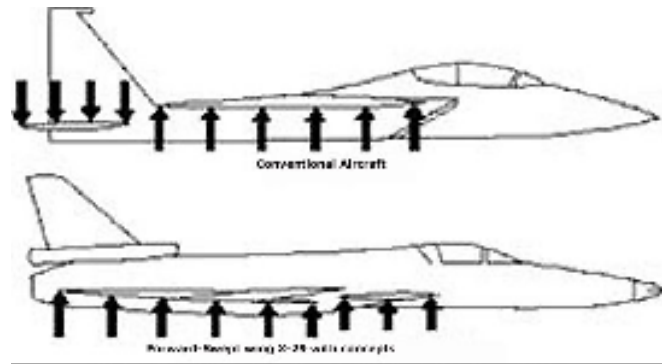


Figura – Differenza fra configurazione normale e configurazione canard, come si vede quest'ultimo condivide la produzione di carichi portanti, riducendo la resistenza di trim

Per questo i caccia possono sperimentare elevati livelli di resistenza dovuta al trimmaggio della configurazione a coefficienti di portanza alti, limitando le prestazioni sostenute della virata. Generalmente per veicolo a freccia positive il minimo di “trim drag” si ottiene con un baricentro in posizione leggermente instabile, ovvero 5% - 10% della corda media aerodinamica, per configurazioni “canard” invece il baricentro va reso instabile di almeno un 15% circa. Per ali a freccia negativa invece questo valore sale intorno al 30% - 35 % di instabilità se provviste di “canard”, il quale funziona meglio che con la freccia positiva in quanto in presenza di questa è fortemente caricato, aumentando così la resistenza dovuta alla portanza. Un esempio è mostrato nella figura seguente

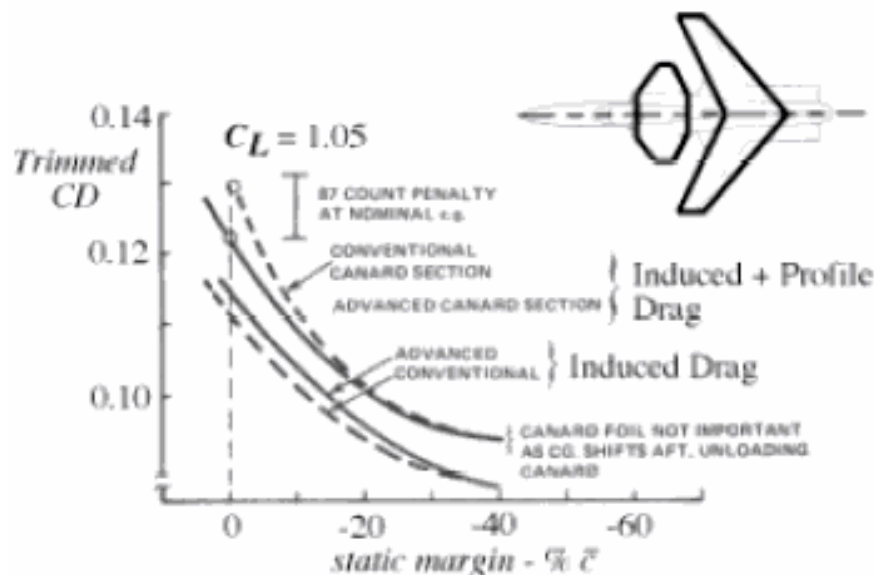


Figura – Effetti sulla resistenza di trim al variare del margine di stabilità

2.2.3 – CONSIDERAZIONI PER IL SUPERSONICO

Per avere uno strumento di analisi di prima approssimazione possiamo benissimo utilizzare la teoria lineare che in alcuni casi è anche in grado di fornire linee guida per la riduzione della resistenza. Infatti possiamo esprimere la resistenza dovuta allo sviluppo della portanza come

$$D = \alpha L - T$$

Dove $T=0$ qualora il bordo di attacco sia supersonico, ovvero qualora non si riesca ad ottenere alcuna aspirazione. Effettuando un rapido conto abbiamo il seguente risultato tipico per un'ala a freccia

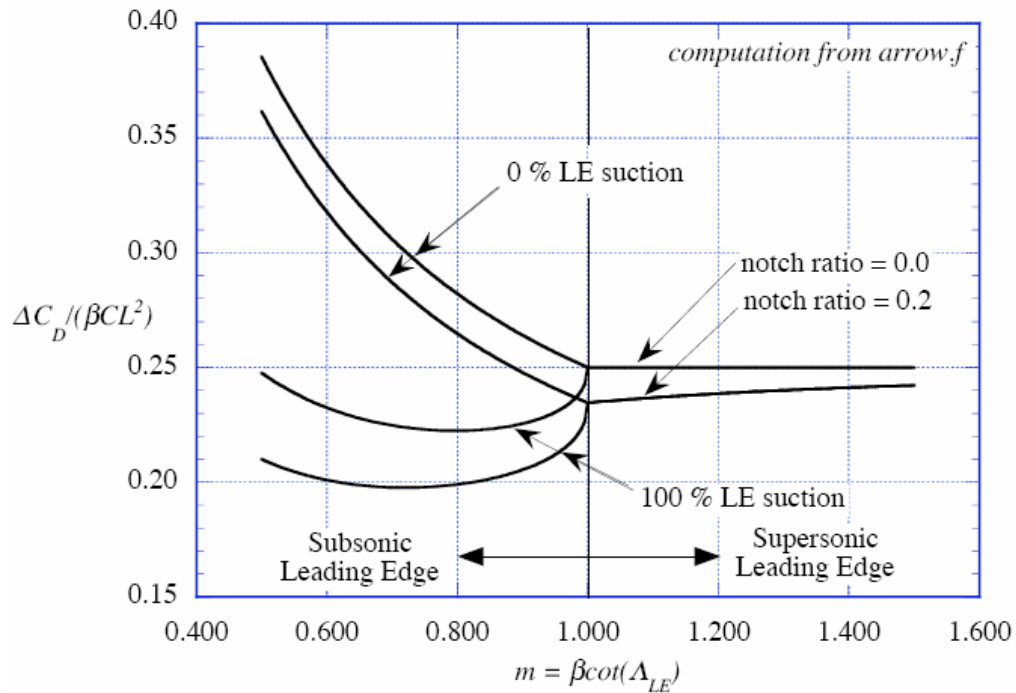


Figura – Tabella di valutazione fra bordo di attacco subsonico e supersonico

Come si può vedere dalla figura, nel caso di bordo di attacco subsonico sono possibili due situazioni. Una in cui si assume che l'aspirazione al bordo di attacco possa essere ottenuta, l'altra invece che questo fenomeno non sia realizzabile. Se vale il primo caso, è vantaggioso avere il bordo di attacco subsonico, tuttavia se è più probabile il secondo caso allora è più conveniente avere il bordo di attacco supersonico.

Nella pratica è stato dimostrato che solo una parte delle aspirazioni al bordo di attacco che prevede la teoria possono essere ottenute, per questo molti aerei supersonici, volano con il bordo di attacco al di fuori del cono di Mach alla velocità di crociera.

Inoltre l'ala può essere modificata al "tip" in quanto qui gli effetti aerodinamici sono meno importanti, e acquistano maggiore importanza invece gli effetti aeroelastici. Un esempio delle modifiche che si possono effettuare per ottimizzare l'estremità alare è visualizzato nella figura sottostante.

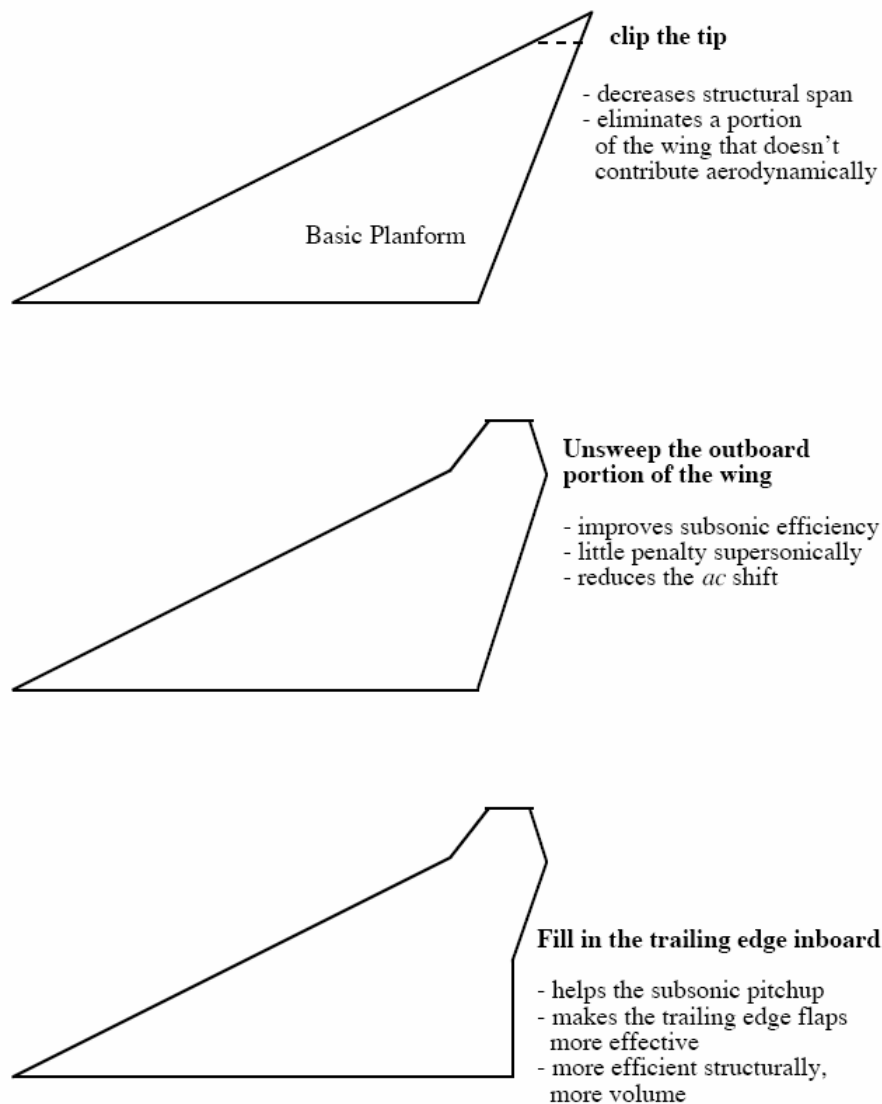


Figura – Modifiche all'estremità alare utili per le prestazioni globali del progetto

Infine a regimi supersonici elevati deve anche essere preso in esame il riscaldamento delle superfici, in quanto già a numeri di Mach pari a 2 le leghe in alluminio vanno in crisi date le elevate temperature raggiunte, infatti nel punto di arresto abbiamo

$$T_{Totale} = T \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)$$

Se per esempio prendiamo un caccia in volo nella tropopausa (Atmosfera standard) ad una velocità di Mach 2.5 avremo una temperatura di ristagno pari a $214^\circ C$.



Figura – Esempio degli effetti di volo prolungato a Mach 3, il muso di questo XB 70 Valkyrie mostra evidenti segni di bruciature dello strato superficiale della vernice

Quindi risulta necessario l'utilizzo di leghe in titanio o materiali compositi progettati ad hoc che quindi tendono ad aumentare sensibilmente i costi di produzione.

2.3 - ARCHITETTURE TIPICHE DEI CACCIA

Nello sviluppo della cellula finale di un caccia sono molti i fattori che influiscono e non sempre è possibile mettere al primo posto le esigenze aerodinamiche del progetto; problemi aeroelastici, resistenza statica della cellula, necessità dell'avionica...etc, sono tutti fondamentali punti del progetto che devono essere analizzati e risolti in modo da creare la migliore armonia possibile fra tutti i campi. Per quanto riguarda i caccia e le loro prestazioni in generale possiamo riassumere le linee guida del progetto nei seguenti punti

- ✓ Ottenere un vantaggio energetico sull'avversario all'inizio del combattimento (bassa resistenza supersonica, elevato rapporto spinta-peso a postbruciatore, elevato eccesso di potenza specifico supersonico).
- ✓ Convertire un vantaggio energetico in un vantaggio di posizione angolare (elevata efficienza ad alto fattore di carico, elevato coefficiente di portanza massimo utilizzabile, minima decelerazione durante una virata).
- ✓ Possibilità di ottenere un vantaggio di posizione angolare in un combattimento sostenuto (elevato eccesso di potenza specifico subsonico, elevata efficienza subsonica, elevato rapporto spinta-peso a secco, elevato fattore di carico massimo sostenuto).
- ✓ Capacità di forzare un "overshoot" dell'avversario, ovvero elevata capacità di decelerazione e di virata istantanea (elevato massimo coefficiente di portanza, basso carico alare).
- ✓ Capacità "point and shoot", ovvero elevata agilità della cellula ("helmet mounted sight", "thrust vectoring nozzles", armi di elevata agilità).

Nei paragrafi successivi andremo ad analizzare le soluzioni più comuni adottate nell'architettura della cellula con lo scopo di soddisfare i requisiti aerodinamici. Verranno anche analizzate anche soluzioni più rare che ancora non sono comparse in alcun progetto definitivo in quanto ancora da ottimizzare con gli altri parametri fondamentali del progetto, vedi ad esempio l'ala a freccia negativa.

2.3.1 – FRECCIA SUPERIORE AI 50°

La freccia storicamente fu introdotta per ritardare gli effetti della comprimibilità ed alzare il Mach di "Drag Rise". La distinzione fra frecce superiori od inferiori ai 50° non deve essere "presa alla lettera", questa distinzione è necessaria per tracciare una linea di confine in cui il flusso passa da un comportamento simile a quello di un profilo su tutta l'ala, alla tipologia del vortice delle ali a delta. Il confine è indicativo e soprattutto è funzione anche dell'incidenza a cui è posta l'ala in quanto anche per frecce elevate, se l'angolo di attacco è sufficientemente basso, non è presente alcuna separazione sull'ala.

Parlando di ali dei caccia da ora in avanti verrà ritenuto implicito il fatto che l'allungamento alare sia basso, mai superiore a 4, e che quindi buona parte dell'ala sarà comunque sempre influenzata dal vortice di estremità.

Elevati angoli di freccia solitamente vengono utilizzati quando dobbiamo esaltare le prestazioni di crociera in campo supersonico, ed inoltre quando vogliamo puntare sulla produzione di portanza tramite il meccanismo tridimensionale del vortice. Tuttavia la freccia porta con sé degli svantaggi, fra i quali l'aumento delle sollecitazioni di flessione rispetto al caso di bordo di attacco diritto.

Quindi solitamente si introduce la freccia solo quando effettivamente il progetto lo rende necessario.



Figura – Esempio di ala a freccia elevata su questo F 14D Tomcat

Un'evoluzione dell'ala a freccia elevata è la così detta ala a delta, il cui vantaggio risiede nel promuovere il distacco al bordo di attacco del vortice ed allo stesso tempo consente di ridurre i problemi associati alla flessione, in quanto a parità di allungamento, ha un'apertura minore, ma soprattutto in quanto consente elevate corde alla radice che quindi a parità di spessore percentuale consente un notevole aumento dello spessore massimo dell'ala alla radice che poi è il parametro fondamentale per la flessione.

Quindi l'ala a delta è la forma ideale per il volo in supersonico in quanto consente spessori percentuali ridotti senza penalizzare più di tanto la struttura, offre un'elevata superficie alare totale, abbassando così il carico alare per favorire le prestazioni in virata, ma allo stesso tempo consentire ampi spazi per l'imbarco del carburante.



Figura – Ala a delta convenzionale per il volo supersonico, XB 70 Valkirye

Per questi motivi si utilizza un'ala a freccia elevata convenzionale, solo nei progetti a geometria variabile che tuttavia impongono elevate penalità per quanto riguarda i pesi e la complessità dei meccanismi.

Quindi generalmente quando risulta necessario l'introduzione di una freccia elevata si tende a ricorrere alla forma in pianta a delta, o comunque simile a questa.

Per quanto riguarda l'entità della freccia necessaria, come prima approssimazione possiamo utilizzare la seguente formula

$$\Lambda_{Leading\ Edge}^{Opt} = \arccos\left(\frac{1}{M}\right) + 6^\circ$$

Con $M \in [1 ; 3]$. L'andamento tipico sarà il seguente

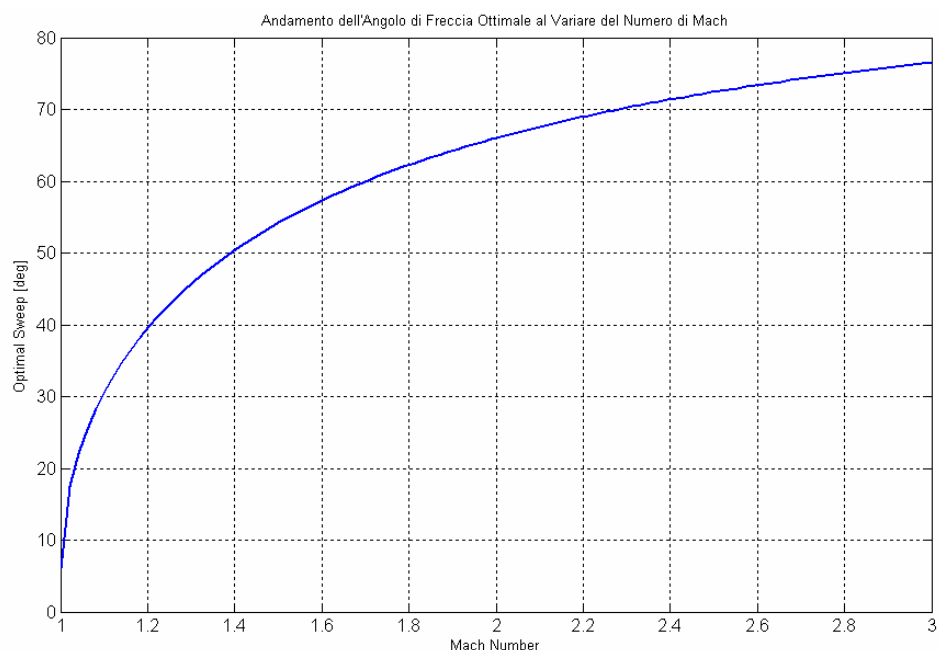


Figura – Andamento della freccia ottimale al variare del numero di Mach di crociera desiderato

Ovviamente inserendo la freccia per aumentare il numero di Mach critico, avremo una variazione fra il risultato tipico bidimensionale ed il risultato tridimensionale. Solitamente per frecce superiori ai 45° si utilizza la seguente formula correttiva

$$\frac{M_{cr}^{3D}}{M_{cr}^{2D}} = (\cos \Lambda_{t/c_{max}})^{-0.6}$$

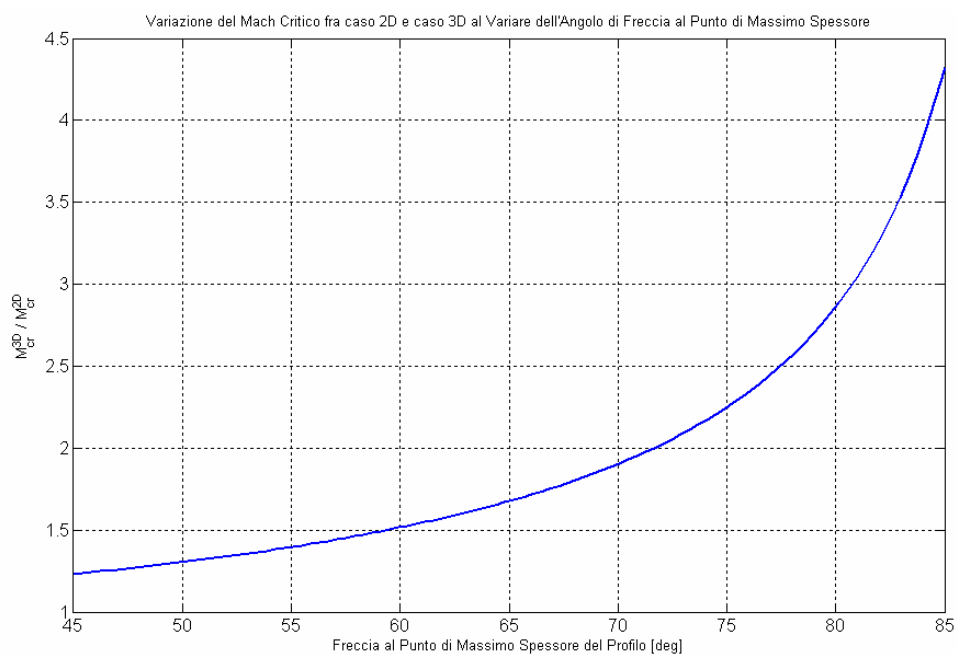


Figura – Variazione fra il numero di Mach critico tridimensionale e bidimensionale al variare della freccia nel punto di massimo spessore percentuale, ovvero nel punto in cui si raggiunge il massimo dell'accelerazione

Ovviamente queste due formule sono empiriche e devono essere utilizzate solo per la fase di progetto concettuale. Come si può vedere nella seconda formula si utilizza un parametro chiamato “freccia al punto di massimo spessore percentuale”. Solitamente infatti si utilizzava la freccia ad un quarto della corda in quanto in un profilo tipico era lì che si sviluppava il picco di aspirazione e quindi il picco di velocità. Per i nuovi profili supercritici questo non è detto e per avere una stima migliore è comunque opportuno scegliere sempre la linea che collega i punti di massimo spessore percentuale, che è l'indice della zona dove solitamente la velocità sul profilo raggiunge i valori più elevati.

Infine la seconda formula sotto intende che la tipologia di flusso sia attaccata, e che quindi l'ala si trovi ad incidenze ridotte. Oltre infatti per queste frecce elevate viene a formarsi un vortice dal bordo di attacco che cambia completamente il campo aerodinamico e annulla la validità del Mach di critico dei profili.

2.3. 1-1 – CAMPO AERODINAMICO

Alle basse incidenze, ovvero prima dello stallo dei profili che per gli spessori in gioco dei caccia avviene solitamente intorno ai $6^\circ - 7^\circ$, la tipologia di flusso è quella attaccata ed il meccanismo di produzione della portanza è pressoché tridimensionale, eccetto che per le estremità alari dove il flusso è separato fin dall'inizio e dove solitamente incomincia a formarsi una piccola bolla di separazione.

La tridimensionalità dell'ala impone al flusso anche una componente di velocità parallela al bordo di attacco la quale tende ad ispessire lo strato limite verso l'estremità alare anticipandone lo stallo. Per questo la distribuzione di C_L in apertura, tende ad avere valori più alti all'estremità, mentre per quanto riguarda la distribuzione di portanza in apertura, fino a quando il flusso continua ad essere attaccato, questa risulta essere influenzata in maggior parte dalla geometria della corda, perciò per una delta semplice, i valori più alti si ottengono nella zona di mezzeria.

Deve comunque essere detto che tutti questi ragionamenti vengono effettuati prendendo in considerazione non l'incidenza generale, ma l'incidenza della componente normale al bordo di attacco che segue una regola del tipo

$$\alpha_N = \arctan\left(\frac{\tan \alpha}{\cos \Lambda_{LE}}\right)$$

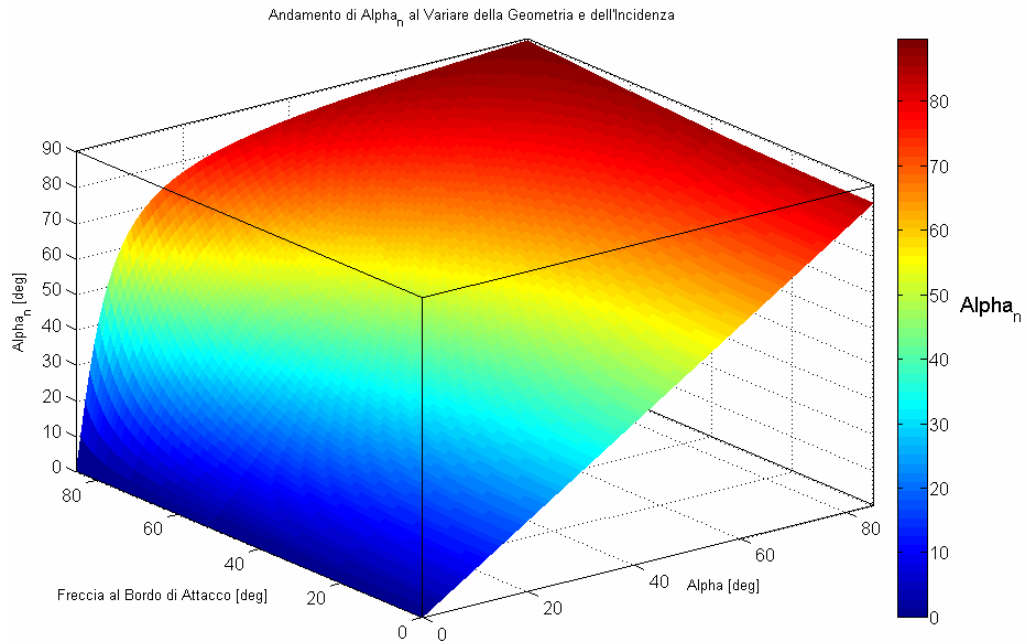


Figura – Andamento dell'incidenza vista dal bordo di attacco di un'ala a freccia al variare della freccia e dell'incidenza generale dell'ala

Dobbiamo tuttavia andare ad effettuare una suddivisione ulteriore fra il caso in cui il bordo di attacco sia sufficientemente inclinato da favorire la formazione di un vortice stabile ed il caso in cui venga sì a formarsi un vortice ma molto instabile con la tendenza ad un quasi immediato “*breakdown*”. In questo caso il confine si pone qualitativamente intorno ai 60° di freccia.

FRECCIA MINORE DI 60°

In questo caso superate le incidenze di lavoro dei profili avremo lo sviluppo di un vortice instabile facilmente prone al “*breakdown*”. Se prendiamo come esempio un'ala a delta di 50° intorno ai 15° di incidenza avremo una situazione del tipo sottostante

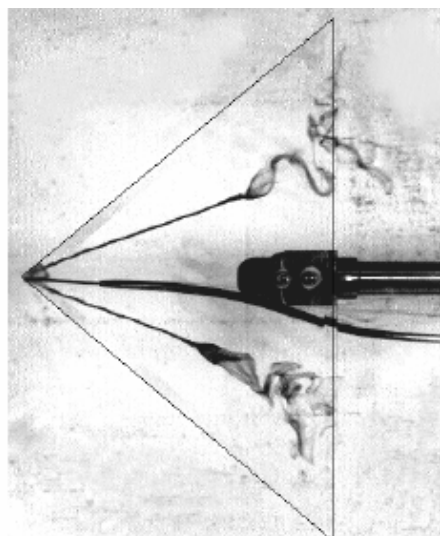


Figura – Flusso dorsale di un'ala a delta, freccia 50° , incidenza 10° , come si vede dalla figura il “*breakdown*” dei vortici è fortemente asimmetrico, con la tendenza a formare un “*burst*” a bolla

Come si può vedere il “*leading edge vortex*” riesce a stento a formarsi, e passa immediatamente all’espansione intorno al 20% della corda. L’estremità dell’ala è invece sovrastata dal “*wing tip vortex*” che tuttavia è abbastanza debole e riesce ad influenzare poca superficie dell’ala.

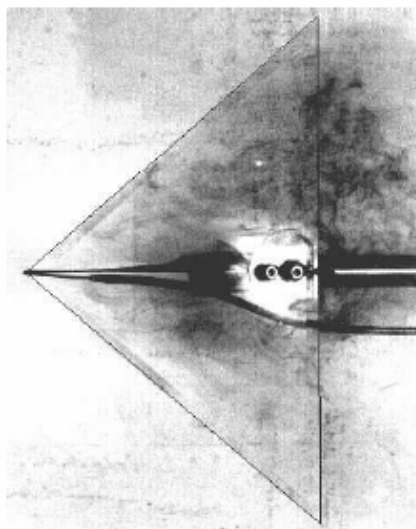


Figura – Flusso dorsale di un’ala a delta, freccia 50°, incidenza 20°, come si vede a questo valore dell’angolo di attacco l’ala è già stallata

Il resto presenta un’immediata separazione al bordo di attacco con presenza di vaste zone di ricircolo sulla superficie che oramai è perlopiù immersa in una scia di flusso separato.

Andando oltre avremo l’immediato “*breakdown*” del vortice all’apice intorno ai 24° di incidenza. In queste condizioni il flusso all’estremità è anch’esso poco organizzato e influenza una zona ancora minore. Sul resto dell’ala la tipologia di flusso è più simile a quella sul lato di sottovento di una piastra posta perpendicolare alla corrente indisturbata.

Il caso ad incidenza più elevata mostra chiaramente un’alternanza della stabilità di entrambi i vortici, che per ali a freccia elevata si presenta solo in particolari condizioni ad incidenze estreme.

Come si può vedere dalla sequenza nella figura seguente, vi è un movimento oscillatorio di entrambi i punti di “*burst*” dei vortici verso monte e verso valle.

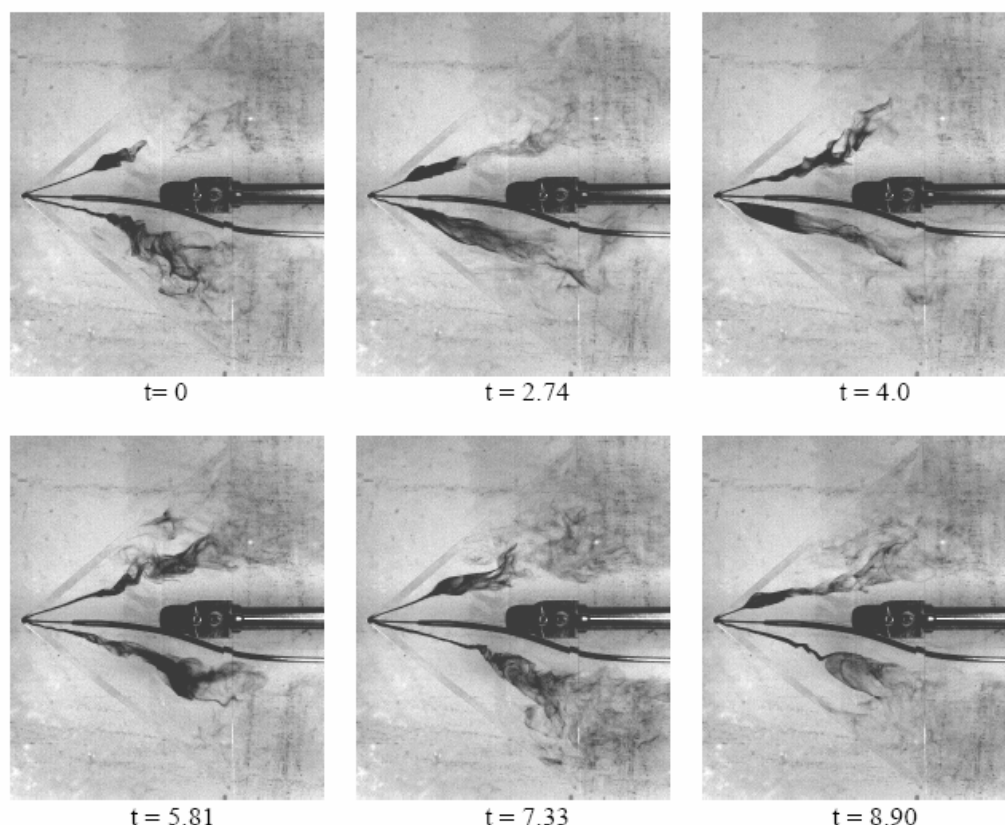


Figura – Oscillazione temporale e spaziale del punto di “breakdown” su un’ala a delta di freccia non elevata

Viene a formarsi un “breakdown” a bolla sul lato destro che incomincia a muoversi verso monte, mentre sul lato sinistro si forma una bolla di coalescenza allungata con una struttura del “burst” ondulatoria ma non a spirale. Al tempo $t = 3$ la struttura di sinistra sorpassa quella di destra nel movimento verso monte. Quindi il vortice di destra viene a riformarsi dissipando la bolla formata precedentemente e rimpiazzandola con un “breakdown” ondulatorio, mentre la bolla allungata sul lato sinistro si sofferma verso l’apice dell’ala. Successivamente la bolla a sinistra collassa in un ristretto nucleo vorticoso mentre a destra nuovamente il “breakdown” si rifonde in una bolla, la quale riprende il suo spostamento verso monte mentre a sinistra la zona di “burst” si riporta a valle e riprende la tipica forma a spirale. I due moti sono quasi in quadratura come periodi di presentazione.

Questi movimenti del “breakdown” sono tipici di tutte le ali a delta solo che a basse frecce sono molto più pronunciati e sono in grado di influenzare pesantemente il campo aerodinamico aumentandone l’instabilità e favorendo quindi effetti non lineari e negativi per la stabilità dell’ala.

La particolarità delle frecce medio basse quindi è l’assenza della formazione di un vortice di bordo di attacco coerente e stabile, non esiste infatti alcuna incidenza tale che questo vortice possa ritardare il “burst” fino al bordo di uscita. In queste condizioni è utile far lavorare il flusso nell’involuppo di incidenze in cui perlopiù riesce a rimanere attaccato alla superficie dell’ala.

Per avere un indice di paragone sono evidenziati nella figura seguente i profili di velocità assiale e azimutale di un’ala a delta di 50° e di una di 65° ad una posizione

$$\frac{x}{c} \cong 0.3.$$

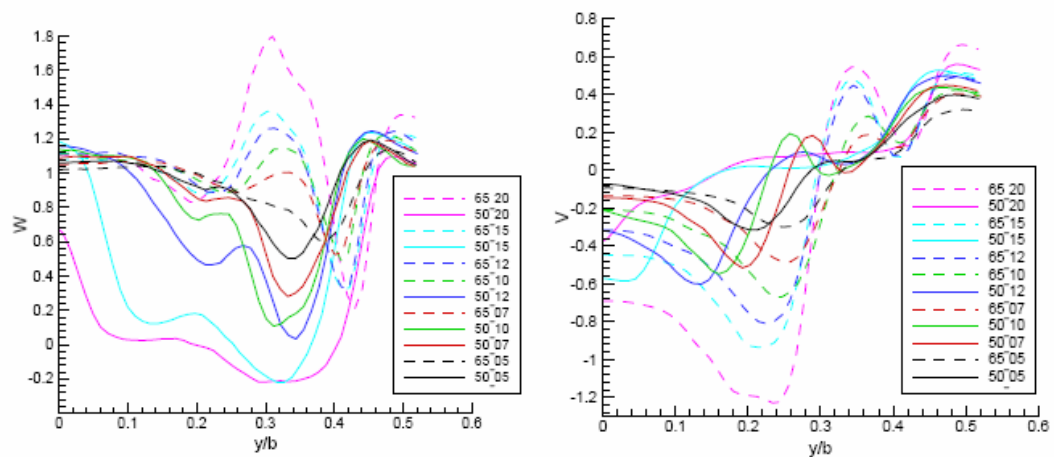


Figura – Valori di velocità assiale ed azimutale in apertura di varie ali a delta, al 30% della corda

Come si può vedere l'ala con freccia maggiore ha un nucleo pronunciato di velocità assiale, mentre per quanto riguarda l'ala a freccia minore, indipendentemente dal fatto che il punto di “burst” sia a monte o a valle della zona considerata, presenta un comportamento di “tipo scia”. Ad aumentare dell'incidenza questa zona di flusso debolmente energizzato tende ad espandersi fino a raggiungere l'altra metà dell'ala ed a fondersi con la scia dell'altra semiala. Questa situazione può essere vista come l'identificazione dello stallo completo della sezione.

Per quanto riguarda la componente azimutale vediamo un picco in corrispondenza del bordo di attacco dove lo “shear layer” incomincia il processo di “roll up”. In generale la differenza fra le due ali è il minor valore assoluto delle velocità di quella a freccia minore rispetto a quella a freccia maggiore.

FRECCIA MAGGIORE DI 60°

La situazione in questo caso è diversa in quanto ora l'inclinazione del bordo di attacco è sufficiente a sviluppare un vortice abbastanza coerente in grado di raggiungere il bordo di uscita dell'ala. Se prendiamo come esempio un'ala a delta di 65° abbiamo il “burst” del vortice al “trailing edge” intorno ai 20° di incidenza. Andando oltre il “breakdown” incomincerà a risalire verso monte raggiungendo l'apice dell'ala verso i 38° di incidenza. Mano a mano che il vortice risale l'ala e che una vasta zona di questa è influenzata dal “burst” il flusso comincerà ad essere sempre più disorganizzato mostrando una turbolenza su larga scala.

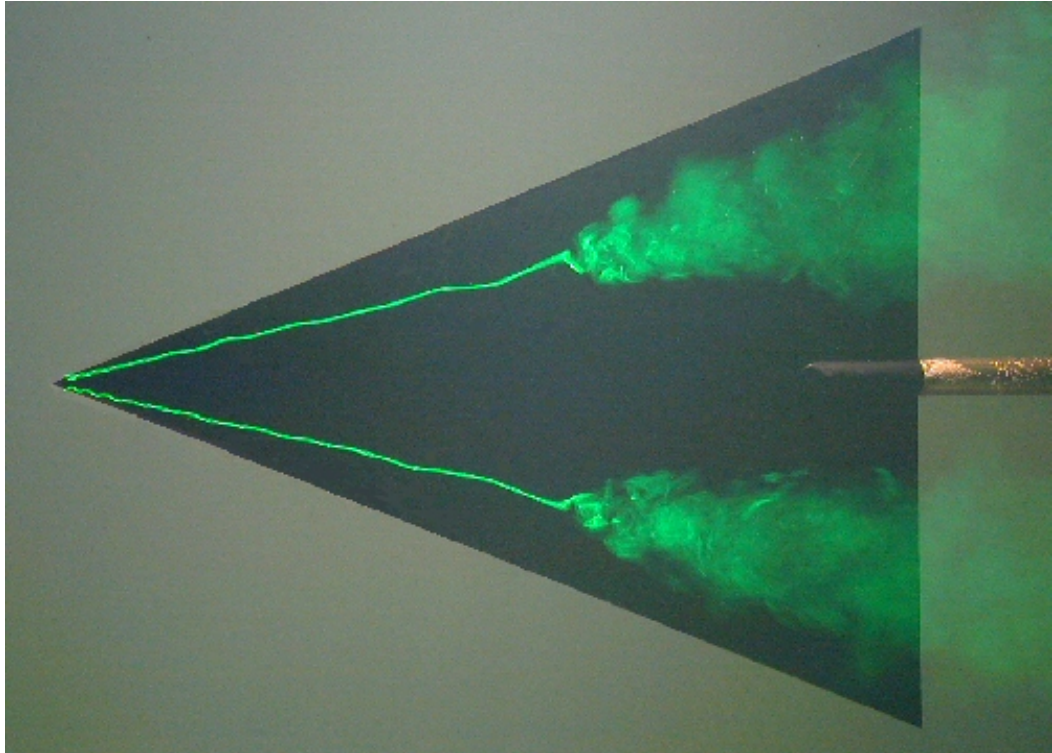


Figura – Tipico “breakdown” di un’ala a freccia elevata

Quest’aumento di scia turbolenta e disorganizzata oltre che a non produrre più un carico di portanza può essere dannosa se va a sbattere contro superfici di coda in quanto oltre a rovinare il loro campo aerodinamico, può causare forti vibrazioni nelle frequenze di risonanza della struttura stessa introducendo quindi il rischio di “*local failure*” sia per superamento del carico statico sia per problemi connessi alla fatica.

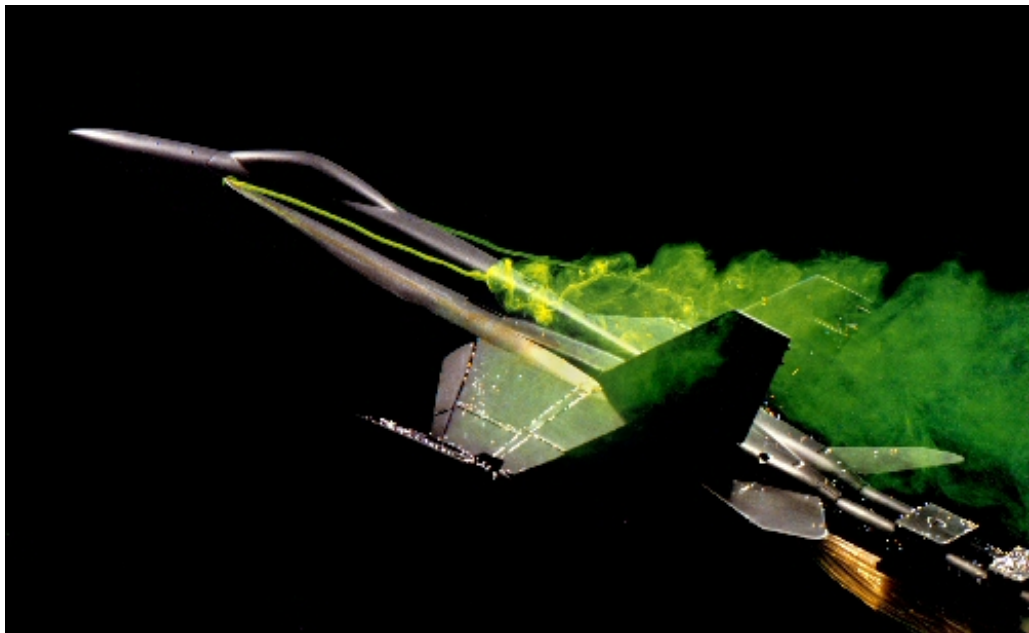


Figura – Effetto del “burst” dei vortici sui piani di coda verticali di questo modello di F/A 18C Hornet, come si vede a quest’incidenza il flusso turbolento investe completamente i timoni

Inoltre deve essere tenuto di conto che la turbolenza di un “*burst*” è in grado di disorganizzare e di distruggere le altre strutture presenti nel flusso e quindi di promuovere separazione o di anticipare il “*breakdown*” di altri vortici. Sulla superficie l’entità delle aspirazioni avrà un andamento simile al seguente

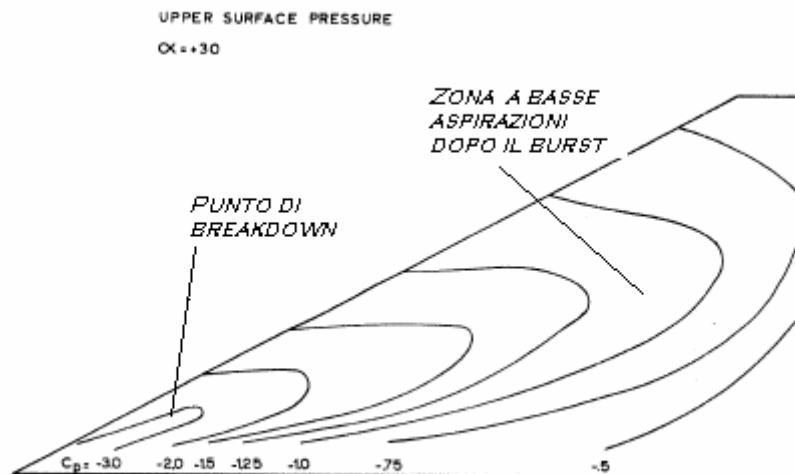


Figura – Isobare del dorso di un’ala a delta di freccia elevata, ad incidenze elevate

Come si può vedere dalla figura la parte dell’ala in cui il vortice è ancora sviluppato presenta delle ampie aspirazioni in grado di produrre carico aerodinamico. Tuttavia dopo il “*breakdown*” si vede bene come l’ala sia immersa in una scia disorganizzata in grado di produrre pochissima depressione.

2.3.1-2 – CARATTERISTICHE AEROMECCANICHE

Per caratteristiche aeromeccaniche si intendono i risultati in qualità di forze e momenti che il campo aerodinamico produce sull’ala.

Solitamente si dividono queste caratteristiche fra statiche e dinamiche. Talvolta inoltre la differenza fra le due è nettamente marcata, come può essere d’esempio l’isteresi di un profilo sottoposto ad oscillazioni ad ampiezza costante. Anche le prestazioni di punta sono influenzate e solitamente condizioni dinamiche consentono di raggiungere livelli di forze negatte alle prestazioni statiche.

Per quanto riguarda le caratteristiche statiche andremo a visualizzare portanza resistenza ed altre forze sia a livello qualitativo che quantitativo.

Per le prestazioni dinamiche invece il discorso è limitato ai casi mostrati nella figura sottostante, che tuttavia sono in grado di rappresentare cospicuamente il comportamento dinamico di un’ala, soprattutto alle elevate incidenze.

Dobbiamo inoltre dire che la maggior parte delle considerazioni saranno effettuate su ali a delta e simili che tuttavia a parte qualche raro caso rappresentano l’unica tipologia di ala che utilizza elevate frecce al bordo di attacco.

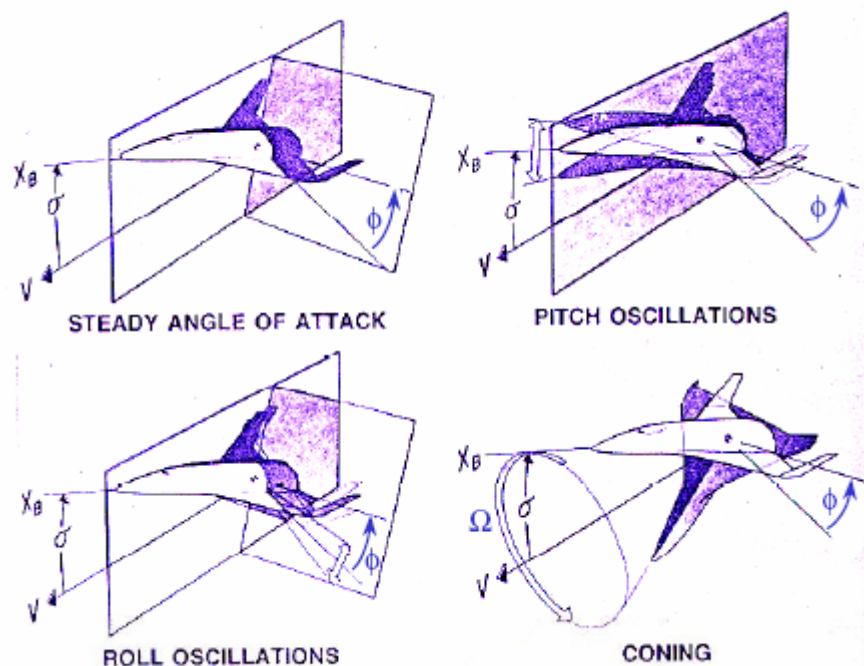


Figura – Schema dei movimenti delle rotazioni di maggiore importanza per la manovrabilità alle elevate incidenze

COMPORTAMENTO STATICO

Data la presenza di non linearità introdotta dai vortici e la difficoltà nel poter trattare teoricamente con questa non sono mai state sviluppate teorie che predicessero abbastanza esattamente il comportamento dell'ala, se non che alle bassissime incidenze quando il flusso è ancora attaccato. In questo caso vale la formula di "Jones"

$$C_L = \frac{\pi}{2} AR\alpha$$

Come si può vedere dalla formula, questa teoria è in grado di funzionare solo ad incidenze perlopiù inferiori agli 8°-10°, in quanto non prevede nemmeno il comportamento non lineare della curva di portanza. Altre teorie più o meno valide sono state sviluppate ma comunque nessuna è in grado di prevedere esattamente il comportamento dell'ala a delta e quindi le migliori risorse sono le banche dati ottenute per via sperimentale. Di seguito riporteremo alcuni risultati. Partendo dalla freccia minore, ovvero 50° abbiamo i seguenti risultati

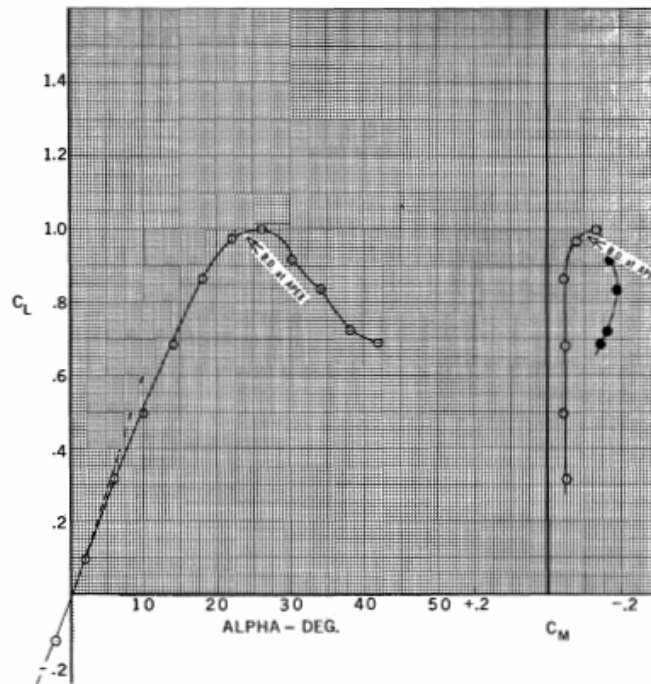


Figura – Curva del coefficiente di portanza e del coefficiente di momento di un'ala a delta di 50°

Come si vede dalla figura il massimo coefficiente di portanza è abbastanza basso tuttavia, la peculiarità della freccia viene mostrata nell'incidenza di stallo che già per questi valori è intorno ai 26° , elevata se messa a paragone con ali a basse frecce. Per quanto riguarda la polare avremo il seguente risultato

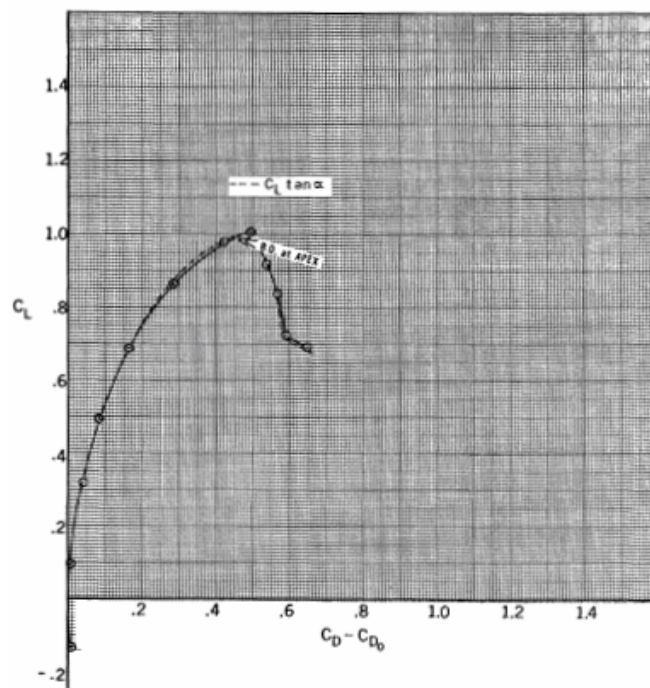


Figura – Polare di un'ala a delta di 50°

Come si vede l'efficienza massima è dell'ordine di 6 alle basse incidenze ($C_L = 0.4$), mentre scende fino a 2 in corrispondenza del $C_{L_{MAX}}$.

La situazione di una freccia di 60° è la seguente

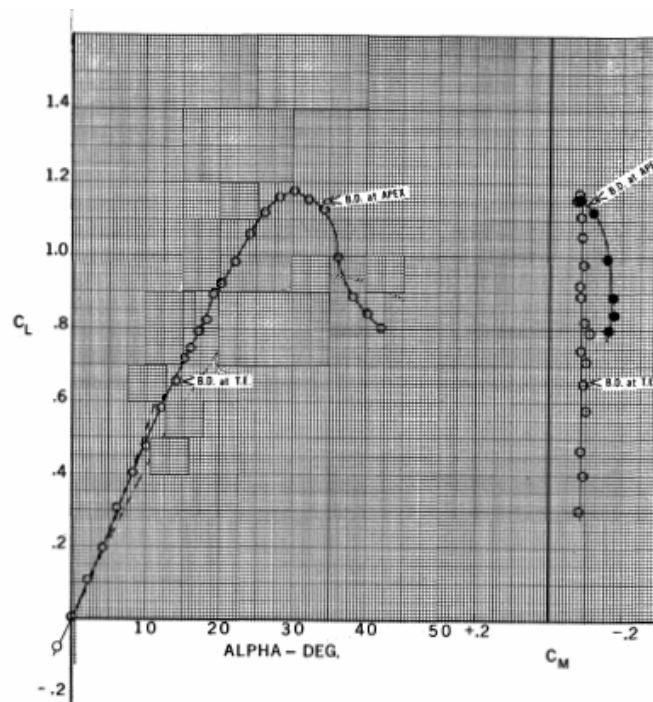


Figura – Curva del coefficiente di portanza e del coefficiente di momento di un'ala a delta di 60°

Rispetto al caso precedente la situazione è migliore, abbiamo un coefficiente di portanza allo stallo pari a 1.2, e l'incidenza di stallo si è spostata intorno ai 30° . Lo stallo inoltre continua a rimanere dolce. La polare invece è la seguente

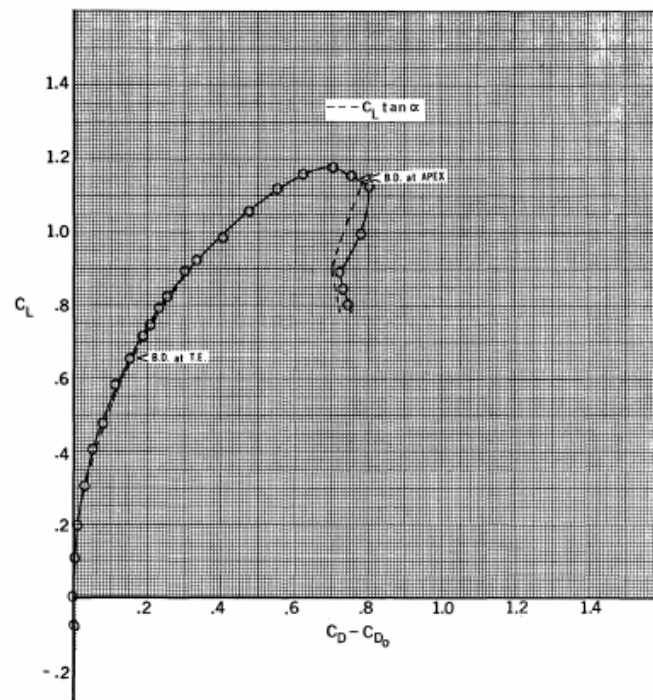


Figura – Polare di un'ala a delta di 60°

L'efficienza ai C_L di crociera è aumentata, fino a valori di 8, mentre al $C_{L_{MAX}}$ è scesa a 1.7.

Aumentando ancora la freccia e passando a 70° abbiamo

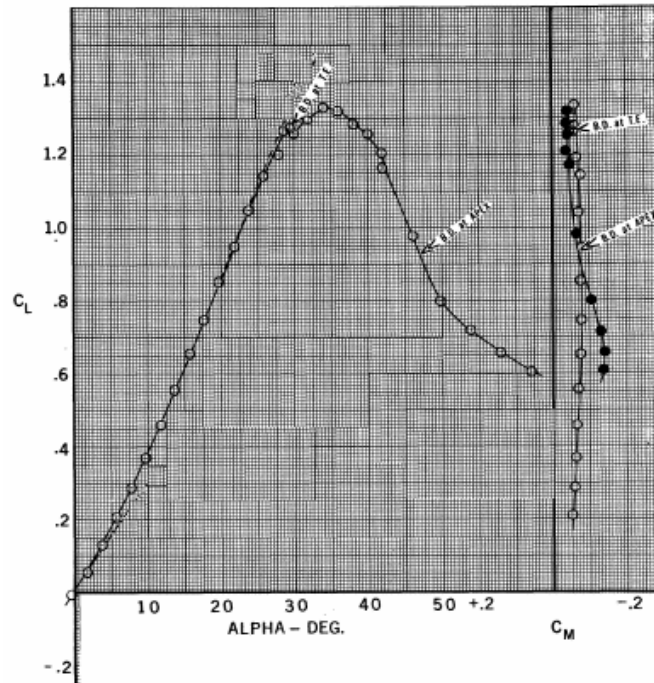


Figura – Curva del coefficiente di portanza e del coefficiente di momento di un'ala a delta di 70°

Il valore di $C_{L_{MAX}}$ è salito a 1.3, mentre l'incidenza di stallo è aumentata fino a 34° .

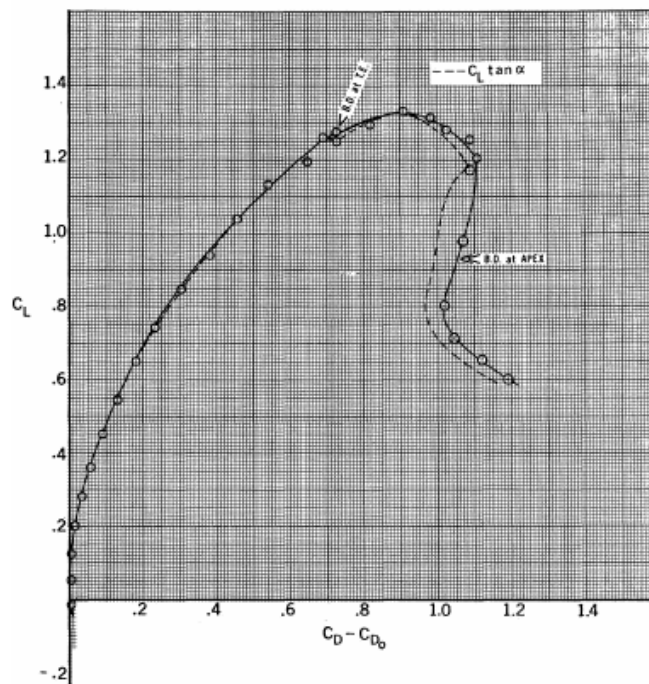


Figura – Polare di un'ala a delta di 70°

L'incidenza a C_{LMAX} continua a scendere fino a 1.4, tuttavia scende anche l'efficienza ai valori di coefficienti di crociera, attestandosi intorno a 6. Infine per frecce molto elevate prendiamo come esempio una delta di 80°

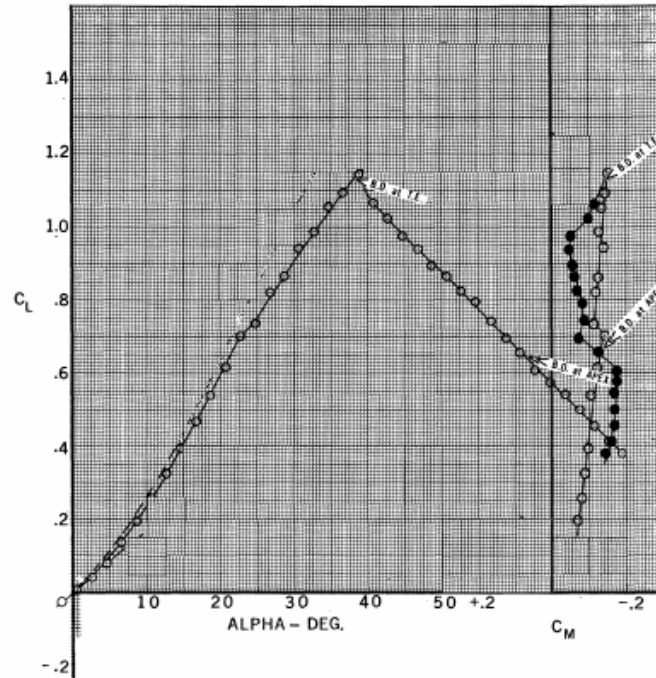


Figura – Curva del coefficiente di portanza e del coefficiente di momento di un'ala a delta di 80°

In questo caso gli aumentano l'incidenza di stallo, che si sposta intorno ai 38°, ed il C_{LMAX} che arriva fino a 1.35. tuttavia la tipologia di stallo cambia e diventa molto più brusca. Il che comunque è comprensibile in quanto per questi valori di freccia gli “*shear layer*” dei vortici entrano in contatto e si influenzano pesantemente a vicenda aumentando l'instabilità della struttura vorticosa.

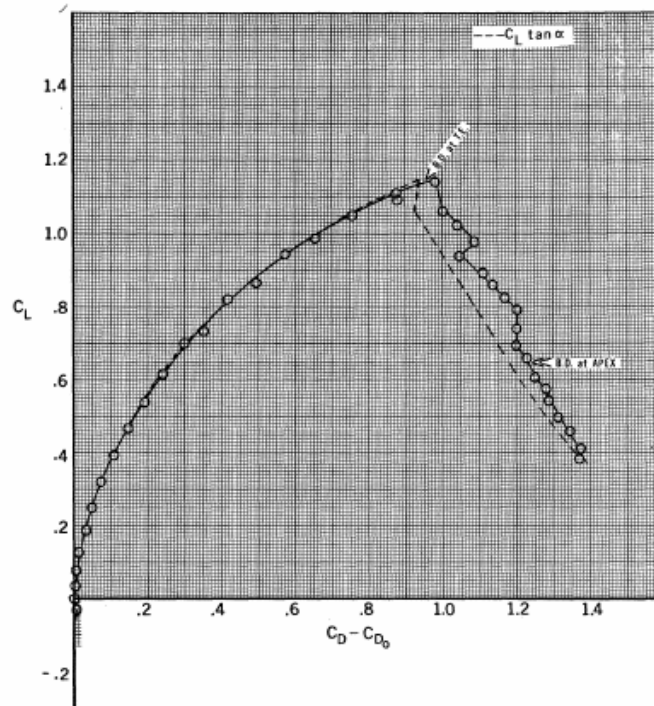


Figura – Polare di un’ala a delta di 80°

In questo caso l’efficienza in condizioni di crociera è intorno ad 8 mentre a $C_{L_{MAX}}$ arriva a 1.3.

Nella seguente tabella andremo a riassumere i risultati mostrati nelle precedenti figure

Freccia [deg]	$C_{L_{MAX}}$	$\alpha_{C_{L_{MAX}}}$	$E_{C_{L=0.4}}$	$E_{C_{L_{MAX}}}$
50	1.00	26	6	2
60	1.20	30	8	1.7
70	1.30	34	6	1.4
80	1.35	38	8	1.3

Per quanto riguarda le derivate latero-direzionali, abbiamo l’aumento di stabilità della derivata $C_{l\beta}$ dovuto alla freccia, mentre per quanto riguarda la derivata C_{lp} come nel caso di ala diritta, sarà smorzante prima dello stallo e forzante dopo lo stallo anche se il suo comportamento non sarà più lineare in quanto associata alla posizione del “breakdown” dei vortici.

COMPORTAMENTO DINAMICO

Il comportamento dinamico è fortemente legato alla dinamica dei vortici e del loro “breakdown”. Ricordiamo che il vortice esibisce tre diversi stadi

1. Formazione - Filamento assiale diritto fino ad una determinata zona in cui avviene una distorsione (Punto A)
2. Destabilizzazione - Dopo la distorsione il vortice rimane intatto ma assume un andamento a spirale (“bubble breakdown” e “spiral breakdown”, Punto B)

3. Esplosione - Dopo un breve tragitto percorso avviene il vero e proprio “*burst*” e la diffusione di turbolenza su larga scala

Sotto condizioni dinamiche il comportamento dei vortici è molto più complicato. Per quanto riguarda il rollio ogni traiettoria dinamica si divide in due insiemi a seconda del verso del movimento. Per rollio positivo attorno all’asse corpo l’alterazione del flusso visto dalla semiala sinistra e dalla semiala destra sarà opposta, ed entrambe affronteranno una fase di corsa verso l’alto e corsa verso il basso.

Per un dato angolo di rollio infatti abbiamo che il diametro del nucleo dinamico è maggiore rispetto al valore statico durante la corsa verso l’alto mentre è minore nella corsa verso il basso. La differenza fra il valore statico e quello dinamico aumenta all’aumentare della frequenza di rotazione, anche se a velocità angolari elevate questo processo tende a saturarsi.

Il movimento così indotto del “*breakdown*” tende a creare dei carichi fortemente non lineari anche perché cambia anche la posizione del “*burst*” durante un ciclo di rollio.

La risposta del campo aerodinamico sviluppa infatti un’isteresi maggiormente pronunciata alle frequenze alte, in quanto i punti *A* e *B* si muovono ad una differente velocità. Più precisamente la distanza longitudinale percorsa dal punto *B* diminuisce all’aumentare della frequenza data la sua limitata velocità di propagazione, a differenza dello spostamento del punto *A* che presenta un minore ritardo rispetto alla dinamica dell’ala.

Per quanto riguarda i movimenti di beccheggio anche qui troviamo una risposta differente per i punti *A* e *B*, ovvero abbiamo una compressione ed un’espansione della zona compresa fra questi due punti. Essenzialmente il punto *A* tende a raggiungere il punto *B* grazie alla sua velocità maggiore di risposta durante il “*pitch down*”, mentre tende ad allontanarsi sempre di più durante il “*pitch up*”. Nel “*pitch down*” quindi il movimento verso valle del punto *A* tende ad essere ristretto da quello del punto *B*. Questo effetto risulta quindi negativo in quanto ritarda effettivamente la risposta del comando, in quanto se il punto *A* potesse spingersi a valle alla sua velocità normale, più velocemente aumenterebbe anche la superficie alare influenzata dal vortice, e quindi aumenterebbero più velocemente anche le aspirazioni, portando più rapidamente l’ala alla portanza voluta. Tale comportamento quindi smorza la velocità di recupero da una condizione di stallo. Risultati sperimentali hanno determinato sfasamenti a frequenze elevate intorno ai 20°.

Per quanto riguarda invece il movimento di “*coning*” in generale questo tende a promuovere il “*breakdown*” sul lato dell’ala che tende ad avanzare mentre lo ritarda su quello dell’ala che tende ad indietreggiare.

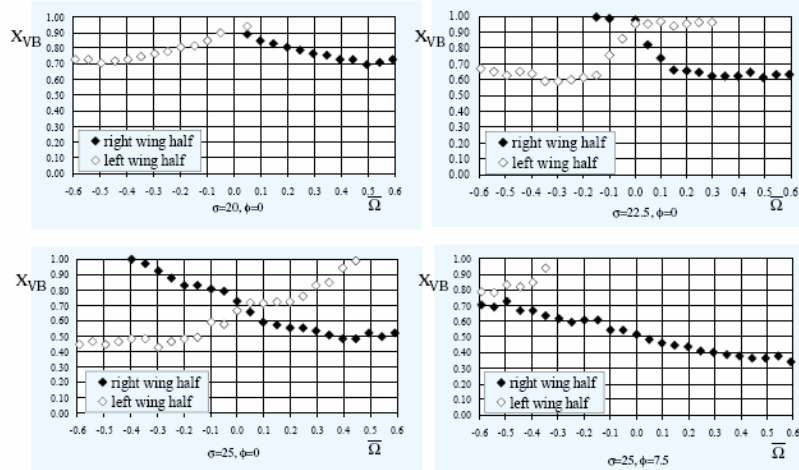


Figura – Esempio di variazione del punto di “breakdown” in condizioni dinamiche su un’ala a delta, con freccia di 65°

Anche la traiettoria del nucleo del vortice è influenzata e tende ad assumere la forma di una spirale di passo elevato. Un rateo positivo del movimento (orario) sposta la traiettoria del vortice di sinistra verso l’esterno nella prima metà dell’ala e verso l’interno nella seconda metà.

Data la profonda influenza del “breakdown” sui carichi aerodinamici, se il suo movimento può essere risolto analiticamente, questo potrà essere di base per sviluppare regole di comportamento nel campo non lineare. Successivamente sarà mostrato il metodo di “Tobak Murray”.

In accordo con questo metodo la risposta aerodinamica può essere costruita tramite un ristretto numero di caratteristiche di moto. In generale x_{VB} può essere espresso come un funzionale di $\sigma(\xi), \phi(\xi)$ e di $\Omega(\xi)$ in un intervallo arbitrario di movimento $-\infty < \xi < t$. Il punto di “breakdown” quindi può essere espresso tramite la seguente equazione

$$x_{VB}(t) = x_{VB}(0) + \int_0^t x_{VB1} \frac{d\sigma(\tau)}{d\tau} d\tau + \int_0^t x_{VB2} \frac{d\phi(\tau)}{d\tau} d\tau + \int_0^t x_{VB3} \frac{d\Omega(\tau)}{d\tau} d\tau$$

Dove $x_{VB1}, x_{VB2}, x_{VB3}$ sono le risposte ad un ingresso a gradino del sistema per le singole variabili in ingresso, ovvero σ, ϕ, Ω rispettivamente.

In maniera semplice gli effetti delle velocità angolari possono essere visualizzati come una continua deformazione della geometria dell’ala il cui gradiente superficiale corrisponde alle variabili geometriche locali indotte dalle velocità angolari.

Quindi il problema può essere ridotto a due “steps”: il primo la determinazione dei cambiamenti di geometria equivalenti imposti dalle velocità angolari, ed il secondo la determinazione della risposta non stazionaria a questi cambiamenti inclusi gli effetti della storia del moto.

Nel caso del beccheggio le coordinate della superficie equivalente possono essere ricavate dalla distribuzione delle velocità normali secondo la seguente formula

$$z(t) = \frac{1}{2} \frac{\dot{\alpha}(t)}{U_{\infty}} x^2$$

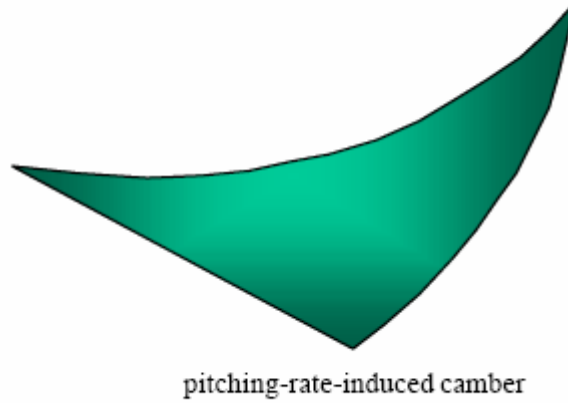


Figura – Curvatura indotta su un'ala a delta da un movimento di beccheggio

Nel caso di moto di rollio le coordinate della superficie per angolo di rollio nullo sono

$$z(t) = \frac{\dot{\phi}(t)y}{\cos \sigma(t)} \left[\left(-\cos 2\Lambda(t) + \frac{1}{\sin 2\Lambda(t)(1 \pm \tan \sigma(t) \sin \phi(t) \tan \Lambda(t))} \right) |y| - x \right]$$

Dove il segno \pm corrisponde alla semiala destra e sinistra rispettivamente.

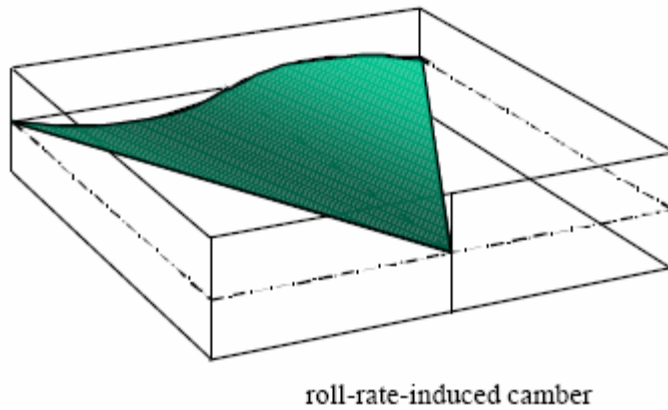


Figura – Curvatura indotta su un'ala a delta dal movimento di rollio

Infine per quanto riguarda il moto di “coning”, questo introduce una variazione dell'angolo di “sideslip” e dell'angolo di freccia pari a

$$\beta(x) = \arcsin \left[\sin \sigma(t) \left(\sin \phi(t) + 2\overline{\Omega}(t)(x/b) \cos \phi(t) \right) \right]$$

$$\Delta\Lambda(x) = \arctan \left[\tan \sigma(t) \left(\sin \phi(t) + 2\overline{\Omega}(t)(x/b) \cos \phi(t) \right) \right]$$

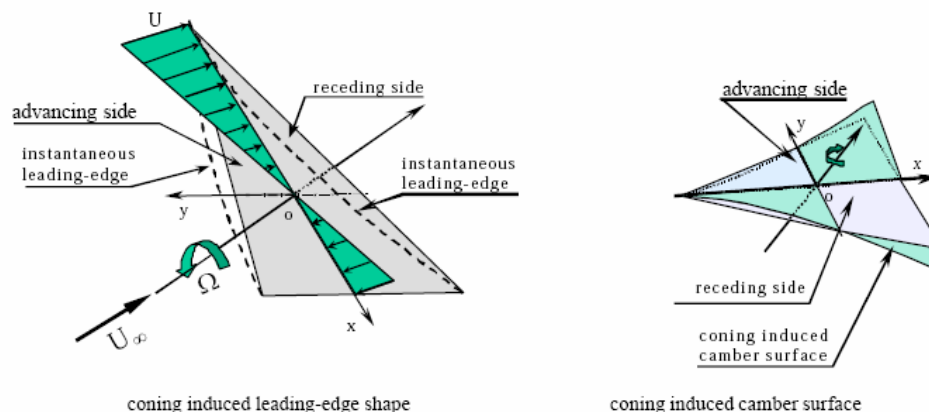


Figura – Curvatura e freccia indotta su un'ala a delta dal movimento di “coning”

Inoltre come detto precedentemente anche il punto di “breakdown” è affetto, inoltre i vortici esibiscono un leggero cammino a spirale

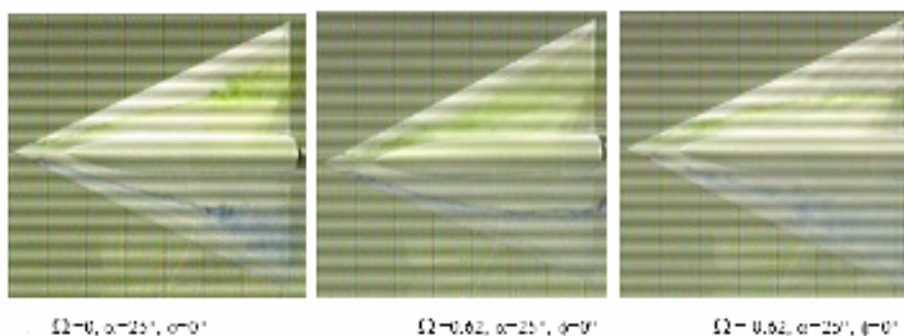


Figura – Variazione del flusso sulla superficie di un'ala a delta sottoposta ad una velocità di rollio costante

Questo movimento a sua volta è in grado di influenzare pesantemente il momento di rollio.

2.3.2 – FRECCIA INFERIORE AI 50°

La freccia inferiore ai 50° è anch'essa introdotta per ritardare gli effetti della comprimibilità, solo che offre un comportamento migliore alle velocità subsoniche ed ai C_L di crociera subsonica, data la sua maggiore efficienza, dovuta anche al fatto che in media queste ali hanno un allungamento più elevato di solito intorno a 3.5 – 4. Tuttavia queste ali sono meno resistenti all'incidenza e solitamente stallano intorno ai 15° - 20°.

Il campo aerodinamico in questo caso è pesantemente influenzato dalla forma del profilo che solitamente è ottimizzato per il volo transonico. In media si progettano i profili per i caccia in modo che le condizioni di progetto siano a coefficiente di portanza intorno all'unità ed a Mach di volo dell'ordine di 0.85 – 0.90, ovvero i tipici regimi in cui avvengono le prime manovre di un combattimento aereo.



Figura – Esempio di ala a freccia bassa, Su 27SK “Flanker”

Solitamente queste ali presentano anche una freccia al bordo di uscita, positiva nella maggior parte dei casi, per ridurre le perdite di quantità di moto del flusso che attraversa l'onda d'urto formatasi sulla superficie a regimi transonici.

In alcuni casi si ricorre anche ad una freccia negativa al bordo di uscita, solitamente per requisiti di riduzione della traccia radar. Questa tipologia offre anche la peculiarità di una maggiore dimensione dello spessore della radice a parità di spessore percentuale del profilo, tuttavia tende a ridurre la freccia aerodinamica dell'ala.



Figura – Freccia negativa del bordo di uscita, YF 23 “Black Widow”

Le ali a freccia inoltre sono accoppiate a rastremazione ed a svergolamento introdotti per avvicinare la distribuzione di portanza alla forma ellittica, per evitare lo stallo si estremità e per ridurre gli effetti della componente trasversale dello strato limite, che tende a favorire la separazione di estremità per frecce positive.

Prima di passare all'analisi dobbiamo tuttavia dividere il caso in cui la freccia al bordo di attacco sia positiva o sia negativa in quanto queste due tipologie differiscono pesantemente a livello aerodinamico.

2.3.2-1 – FRECCIA POSITIVA

La freccia positiva è la più diffusa in quanto seppur introducendo delle penalità dal punto di vista aerodinamico, e quindi è utilizzata solo se necessaria, offre i migliori compromessi dal punto di vista aeroelastico e strutturale rispetto alla freccia negativa. Per quanto riguarda il compito principale della freccia, ovvero quello di alzare il valore di Mach critico, come prima approssimazione possiamo prendere la seguente relazione

$$\frac{M_{cr}^{3D}}{M_{cr}^{2D}} = \frac{1}{\sqrt{\cos \Lambda_{t/c_{max}}}}$$

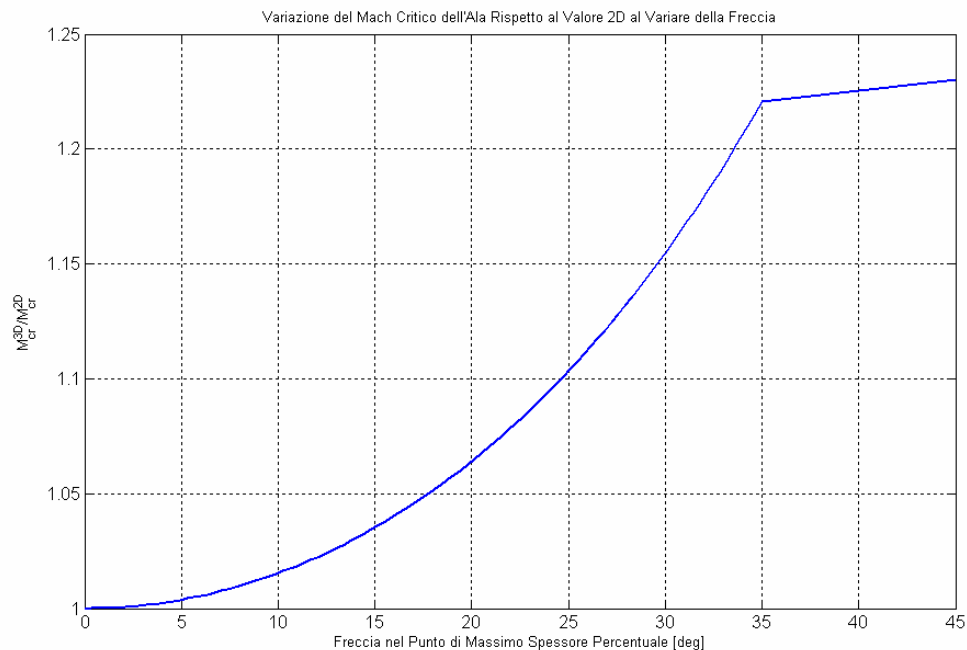


Figura – Variazione del Mach critico tridimensionale rispetto a quello bidimensionale al variare della freccia nel punto di massimo spessore percentuale

Il problema della freccia è che viene a crearsi una componente di velocità parallela al bordo di attacco. Questa componente pur non essendo accelerata tende ad influire pesantemente sullo strato limite inspessendolo verso l'estremità e quindi anticipandone la separazione. Ciò provoca stallo di estremità e quindi perdita di autorità degli alettoni. Inoltre la freccia tende ad allontanare la distribuzione di portanza in apertura rispetto al caso ellittico, sempre per il fatto che l'inspessimento dello strato limite all'estremità tende ad aumentare il carico prodotto dai profili in questa zona

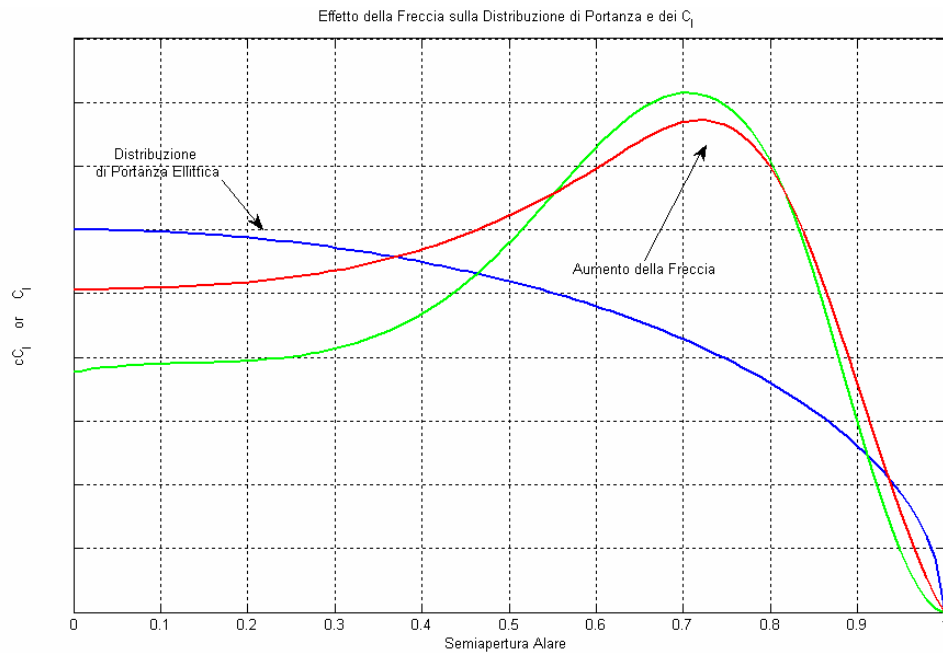


Figura – Effetto della freccia sulla distribuzione di portanza e/o di coefficiente di portanza in apertura

Per ridurre la resistenza associata alla produzione della portanza si ricorre a rastremazione ed a svergolamento. Per quanto riguarda la rastremazione abbiamo in prima approssimazione la seguente legge per sceglierne il valore ottimale

$$\lambda_{opt} = \frac{c_r}{c_t} = 0.2 AR^{0.25} \Lambda_{t/c_{MAX}}$$

Dove in questo caso la freccia è espressa in gradi. Abbiamo quindi per gli allungamenti bassi il seguente andamento

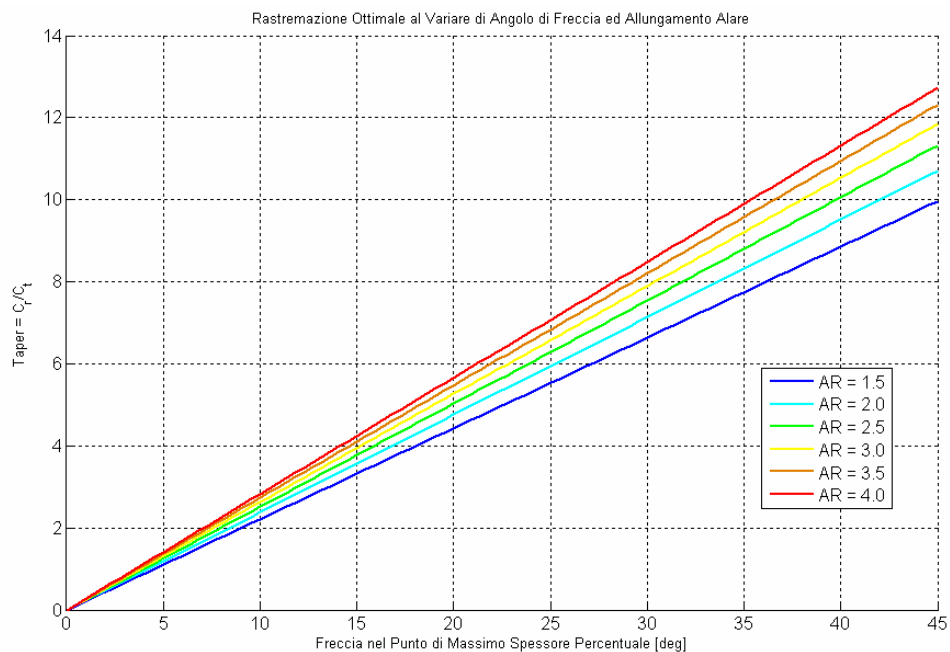


Figura – Scelta del rapporto di rastremazione ottimale

Gli effetti aerodinamici della rastremazione non sono identici rispetto alla freccia. Infatti per quanto la distribuzione del coefficiente di portanza in apertura questo avrà un comportamento analogo alla freccia in quanto anche la rastremazione tende a caricare di più i profili in estremità. Tuttavia per quanto riguarda la distribuzione di portanza in apertura, tenderà a prevalere l'effetto geometrico rispetto a quello aerodinamico ed avremo un aumento di portanza locale alla radice dovuto alle maggiori dimensioni della corda, ed una diminuzione di portanza in estremità, sempre dovuta alle dimensioni ridotte della corda in questo punto, rispetto al caso di distribuzione di portanza ellittica.

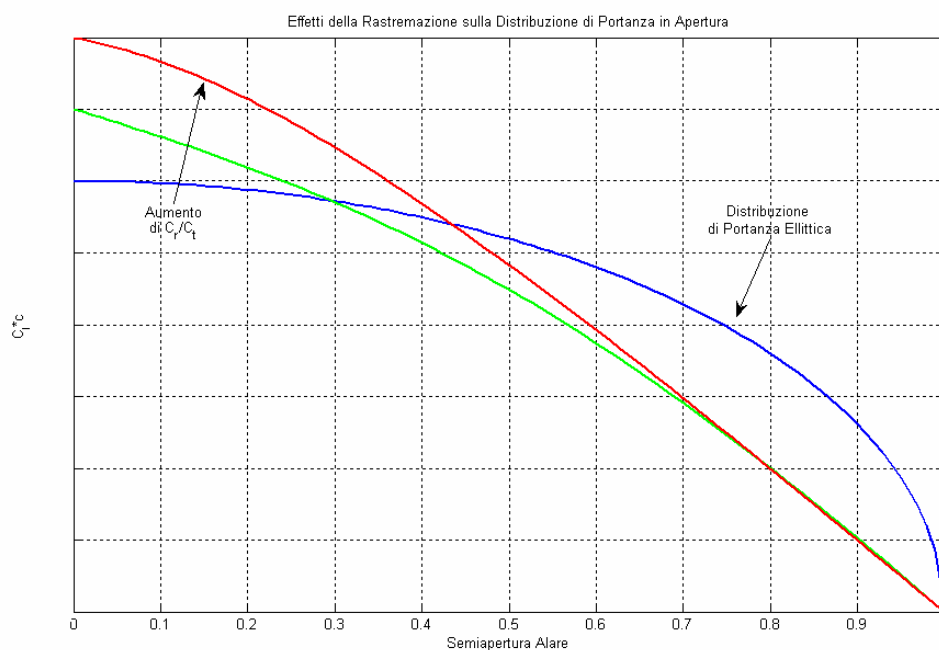


Figura – Effetto della rastremazione sulla distribuzione di portanza in apertura

Effettuando quindi una giusta combinazione di rastremazione e svergolamento, possiamo avvicinare la distribuzione di portanza dell'ala a quella ellittica a partire da una freccia imposta per considerazioni sulla comprimibilità.

Tuttavia è bene sottolineare che nei caccia si ricorre allo svergolamento solo quando è effettivamente inevitabile, in quanto lo svergolamento aumenta la resistenza a portanza totale nulla, diminuendo così le prestazioni di accelerazione in condizioni di “unloading”, utile per ristabilire livelli energetici elevati dopo un'intensa manovra.

Inoltre lo svergolamento consente di ottenere una distribuzione ellittica solo nel caso di C_L di design. Questo però è limitativo per i caccia in quanto i requisiti variano spaziano sia sulle prestazioni di efficienza in crociera sia sulle prestazioni di efficienza a massimo fattore di carico ed introdurre svergolamento per ottimizzarne una penalizzerebbe sensibilmente l'altra.

Aumentando l'incidenza e passando allo stallo le basse frecce non presentano un buon comportamento e in generale il dorso dell'ala si mostrerà con flusso separato e disorganizzato, ovvero come una tipica scia di corpo tozzo. Anche il vortice di estremità risulterà più debole ed instabile.

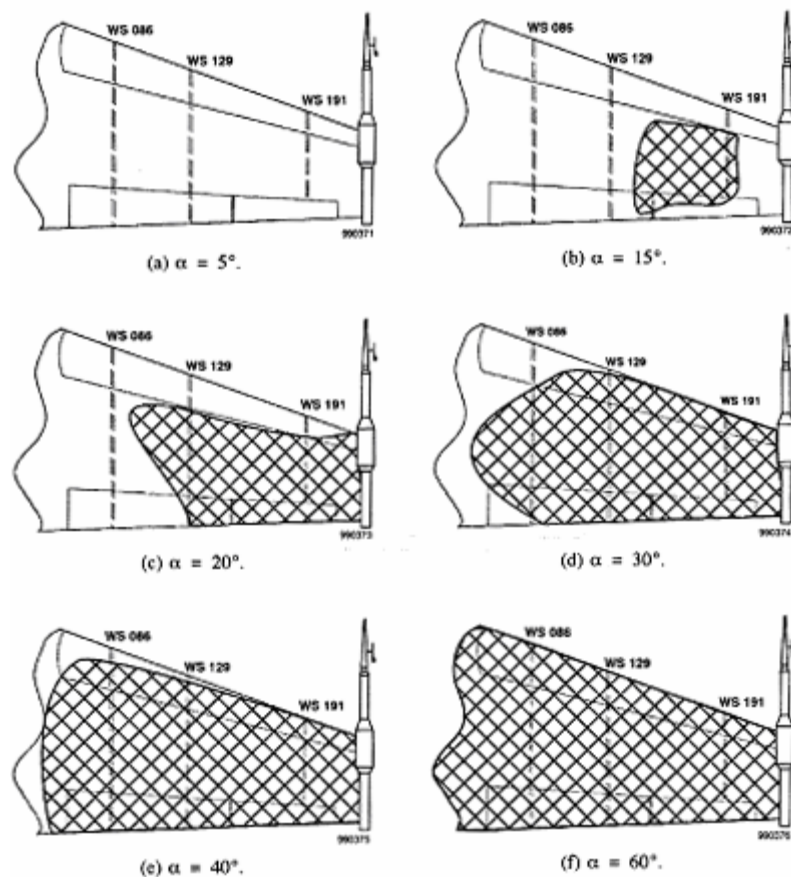


Figura – Andamento del flusso sul dorso di un'ala a freccia bassa al variare dell'incidenza, le zone campite evidenziano dove il flusso è separato

Qualora la freccia sia superiore ai 40° è possibile l'accenno alla formazione di vortici di bordo di attacco, soprattutto alla radice ed all'estremità anche se in queste situazioni il “burst” avverrà subito dopo la zona di formazione.

Per quanto riguarda gli effetti aeroelastici, l'introduzione della freccia peggiora la condizione di carico su tutta l'ala, ovvero aumenta il momento flettente, tuttavia dal punto di vista aeroelastico ha un effetto benefico in quanto aumenta la pressione dinamica di divergenza statica rispetto ad un'equivalente ala a freccia nulla.

Infine la freccia influisce anche sulla derivata $C_{L\alpha}$, diminuendone il valore rispetto al caso di ala dritta. Questo effetto è benefico se dobbiamo volare in condizioni di elevata turbolenza, ad esempio penetrazioni ad alta velocità in modalità “*terrain following*”, tuttavia è penalizzante per il combattimento aereo in quanto rallenta la risposta dell'ala.

2.3.2-2 – FRECCIA NEGATIVA

Dal punto di vista aerodinamico e delle prestazioni in campo transonico, la freccia è la soluzione migliore in assoluto.



Figura – Esempio di configurazione a freccia negativa, Su 47 Golden Eagle

La freccia negativa infatti tende a sviluppare una componente trasversale del flusso ma verso la radice dell'ala, il che sposta l'apparizione dello stallo verso la radice dell'ala, evitando il fenomeno di perdita di autorità degli alettoni. Inoltre un flusso separato alla radice può essere più facilmente energizzato tramite “*strakes*”.

Per quanto riguarda l'accoppiamento con la rastremazione, qui l'andamento è opposto alla freccia positiva ed infatti oltre certi valori di freccia negativa la rastremazione ottimale suggerisce di avere la corda all'estremità maggiore di quella alla radice.

Per quanto riguarda la comprimibilità i risultati sono identici al caso di freccia positiva.

La freccia negativa si sposa molto bene anche con la tipologia “*canard*” in quanto in questa combinazione la distribuzione di portanza in apertura dell'intero veicolo è vicinissima a quella ellittica e viene raggiunta senza utilizzo di svergolamento, favorendo così anche regimi “*off-design*”. La manovrabilità a regime transonico è inoltre favorita dal fatto che solitamente per quest'ala il bordo di uscita presenta una marcata freccia negativa anche esso che consente di ridurre la resistenza associata alla formazione di onde d'urto sui profili.

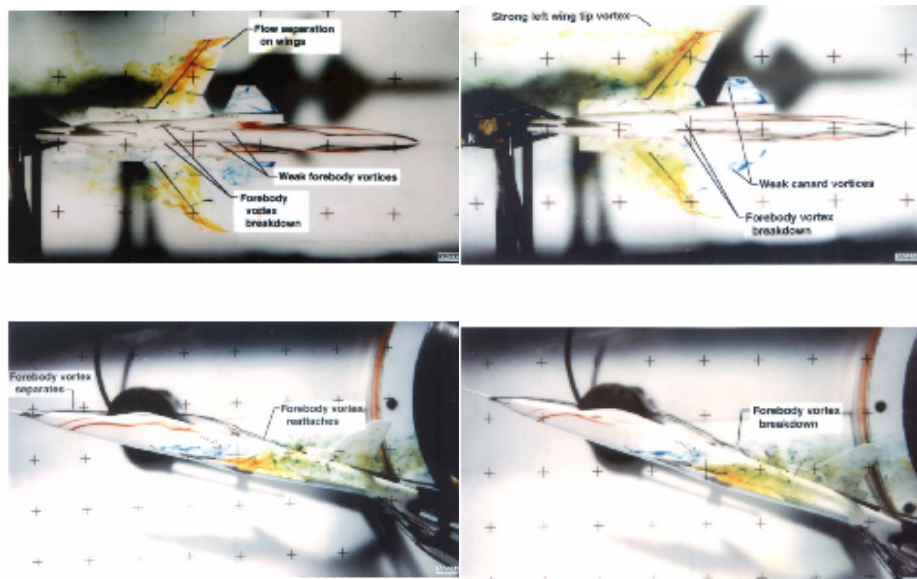


Figura – Flusso sul modello di X 29, incidenza 20° immagini di sinistra, incidenza 25° immagini di destra

Infine presenta una risposta più veloce rispetto alle ali a freccia positiva e nulla in quanto il suo modo di deformarsi aeroelasticamente tende ad aumentare il valore $C_{L\alpha}$ dell'ala globale.

All'aumentare dell'incidenza il flusso comunque sarà separato sulla maggior parte dell'ala anche se dall'estremità tenderanno a separarsi due vortici, di cui uno è il canonico “*tip vortex*” attorno al quale si avvolge la scia dell'ala, e l'altro di senso di rotazione opposto che si stacca dal bordo di attacco vicino alla punta dell'ala, anche se data la bassa freccia presente in questo punto è incline al “*burst*” quasi immediatamente. Come si vede dalla figura sottostante, infatti l'innescio di turbolenza risulta quasi istantaneo dopo la formazione anche se in questo caso influisce sulla dinamica del flusso anche il sistema di vortici rilasciato dal “*canard*”.

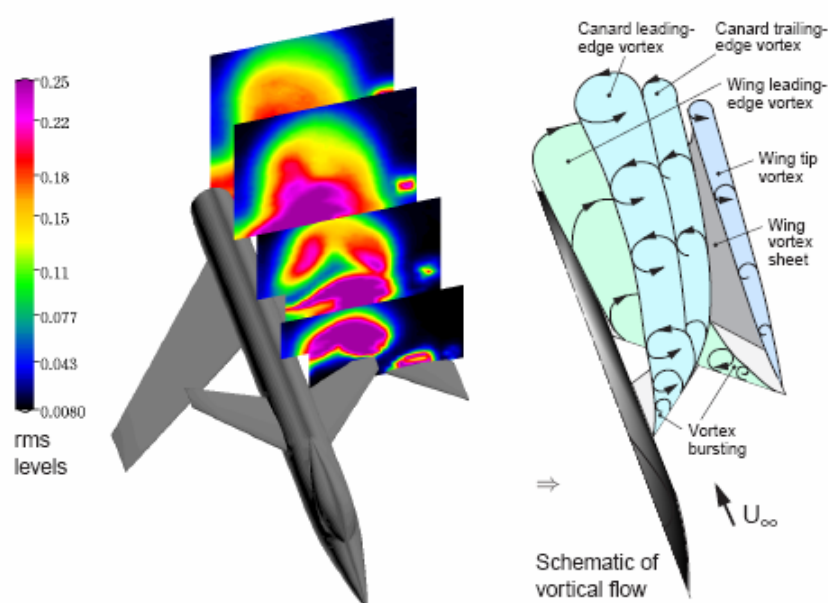


Figura – Schema dei vortici sviluppati alle elevate incidenze di una configurazione canard-freccia negativa

Tuttavia l'ala a freccia negativa soffre di pesanti svantaggi dal punto di vista strutturale. Infatti a parità di freccia la sollecitazione di momento flettente alla radice è superiore rispetto al caso positivo, inoltre a parità di rigidità la pressione dinamica di divergenza dell'ala è minore anche rispetto al caso di freccia nulla. Per questi motivi fino a questo momento non sono presenti aerei in linea che presentino questa caratteristica.



Figura – X 29 ad elevato angolo di attacco

Tuttavia l'introduzione di nuovi materiali compositi a fibre orientate ha rimesso in carreggiata le potenzialità di questa soluzione anche perché dal punto di vista aerodinamico è la migliore per il volo manovrato in transonico.

2.3.3 – ALA A DELTA CON STRAKES

Questa tipologia d'ala nota anche come “ala a doppia delta” è un'evoluzione della delta semplice ideata per accoppiare i vantaggi della delta nel regime supersonico e la maggiore efficienza di un'ala con allungamento maggiore nel campo subsonico. Infatti solitamente la combinazione a doppia delta maggiormente in uso è la 75°/45°, dove la prima cifra rappresenta la freccia al bordo di attacco della “strake” mentre la seconda la freccia al bordo di attacco dell'ala.



Figura – esempio di configurazione a doppia delta su un F 16C Viper

In questo caso la tipologia del flusso sull'ala è più complicata e prevede l'interazione del vortice rilasciato dalla “strake” con quello rilasciato dalla delta a seconda dell'incidenza e della posizione sull'ala.

La “strake” ad elevata freccia è infatti una superficie portante additiva in grado di indurre un intenso flusso sulla superficie dell'ala che energizza lo strato limite sull'ala e riesce a tenerlo attaccato ad incidenze superiori rispetto al caso di ala da sola. Al “kink” dove entrano in comunicazione l'ala e la “strake” si stacca il vortice della delta, fortemente accoppiato con l'altro.

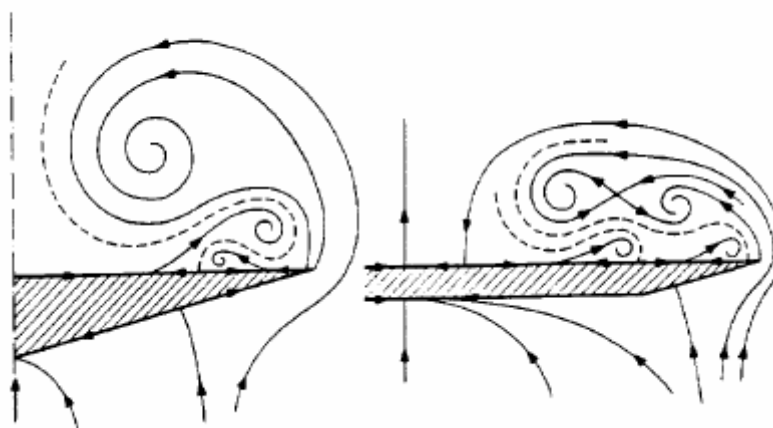


Figura – Schema del flusso sulla “strake” in cui sono evidenziati i tre vortici (destra) e sul flusso generale sull'ala in cui i vortici della “strake” e del “kink” interagiscono, ala a doppia delta

Il processo di interazione dipende dall'incidenza, dalla forma in sezione trasversale del bordo di attacco e dalla differenza fra la freccia dell'ala e la freccia della “strake”. Se questa differenza scende sotto i 10° non avviene alcuna interazione ed anzi tende a

formarsi un unico vortice globale più o meno stabile a seconda che la variazione sia più o meno brusca.

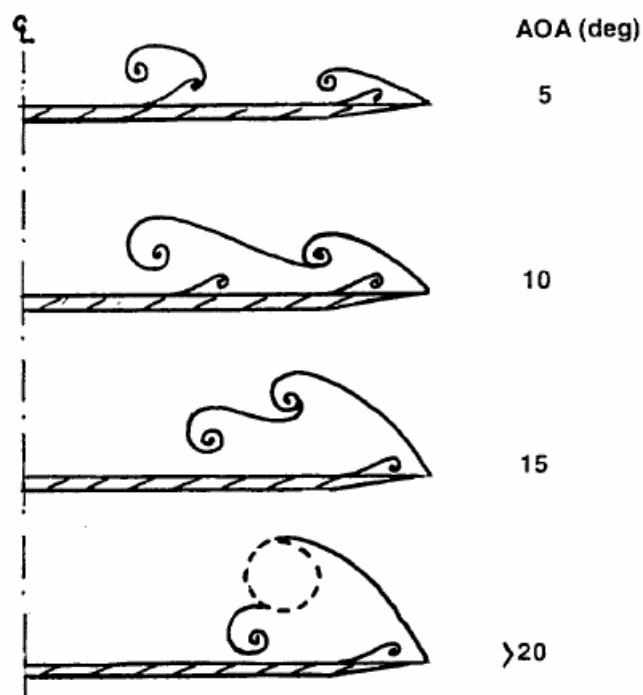


Figura – Variazione della tipologia del flusso su un’ala a doppia delta al 75% della corda al variare dell’incidenza, come si vede ad incidenze ridotte i due vortici non interagiscono

Solitamente l’interazione fra i vortici aumenta all’aumentare dell’incidenza e favorisce la produzione di portanza globale.

Tuttavia la forma della “strake” è fondamentale in quanto da questa ne deriverà il suo “breakdown” che condiziona pesantemente quello del vortice dell’ala.

Un esempio delle interazioni dei due vortici è mostrato nella figura sottostante

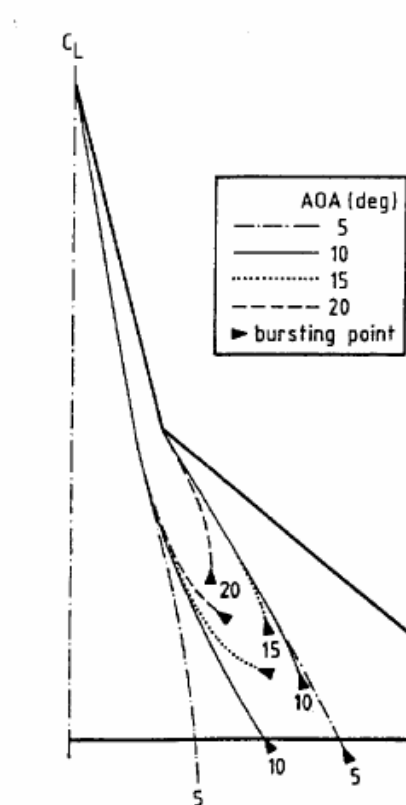


Figura – Schema dell'interazione al variare dell'incidenza fra i vortici di un'ala a doppia delta

Come si vede l'interazione fra i vortici è molto marcata. Il tutto si riflette anche sull'andamento delle linee di corrente sulla superficie e sulle caratteristiche allo stallo

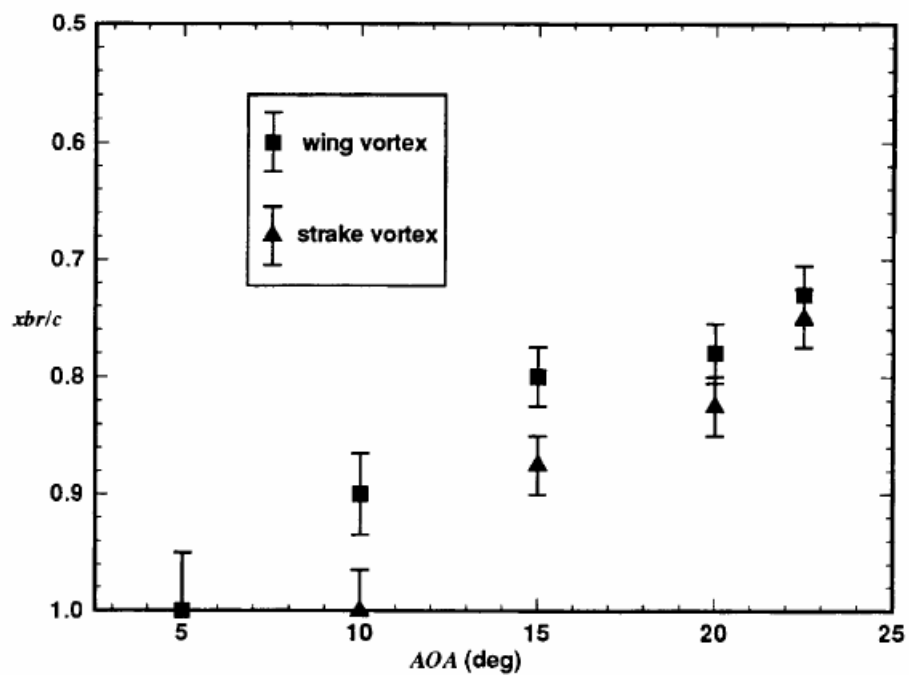


Figura – Punto di "breakdown" dei due vortici su un'ala a doppia delta al variare dell'incidenza

L'interazione fra i vortici è del tipo “*spiraling/coiling*” ad eccezione delle basse incidenze, solitamente fino a 5° - 7° dove o non avviene alcuna interazione oppure se la freccia della delta è più marcata, solitamente dai 60° in su, avviene un'interazione di tipo “*enveloping*” al punto di “*kink*” dove il vortice dell'ala inizia a formarsi e quindi presenta intense velocità ed aspirazioni ed è in grado di richiamare verso di se ed assorbire il vortice della “*strake*” oramai a questo punto meno intenso data la fine del suo “*feeding sheet*”. Aumentando l'incidenza però anche in questo caso si ritorna nuovamente al meccanismo di “*spiraling/coiling*” in quanto ad angoli di attacco superiori il vortice della “*strake*” deve raggiungere ancora il suo massimo mentre quello della delta a freccia minore incomincia già ad indebolirsi.

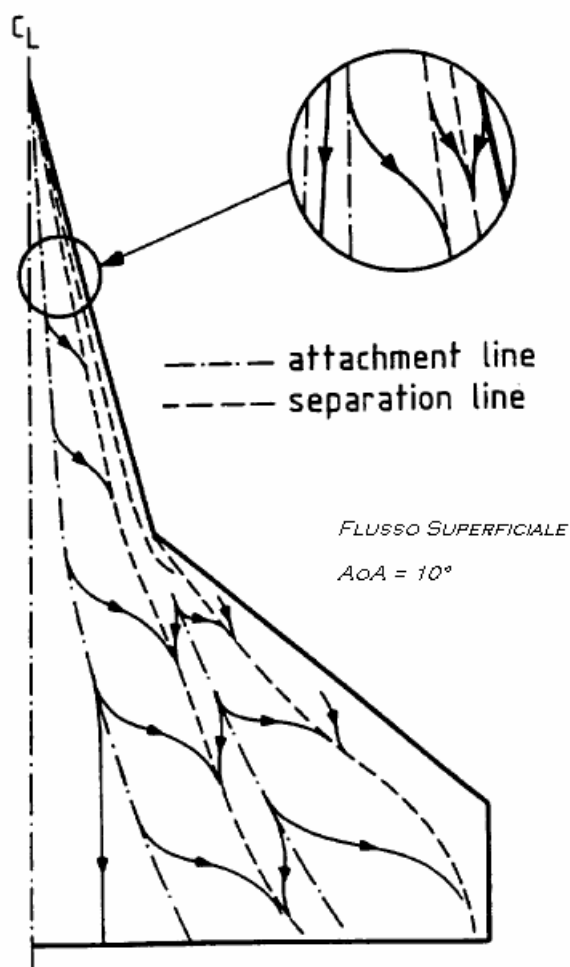


Figura – Flusso superficiale su un'ala a doppia delta ad incidenza di 10°

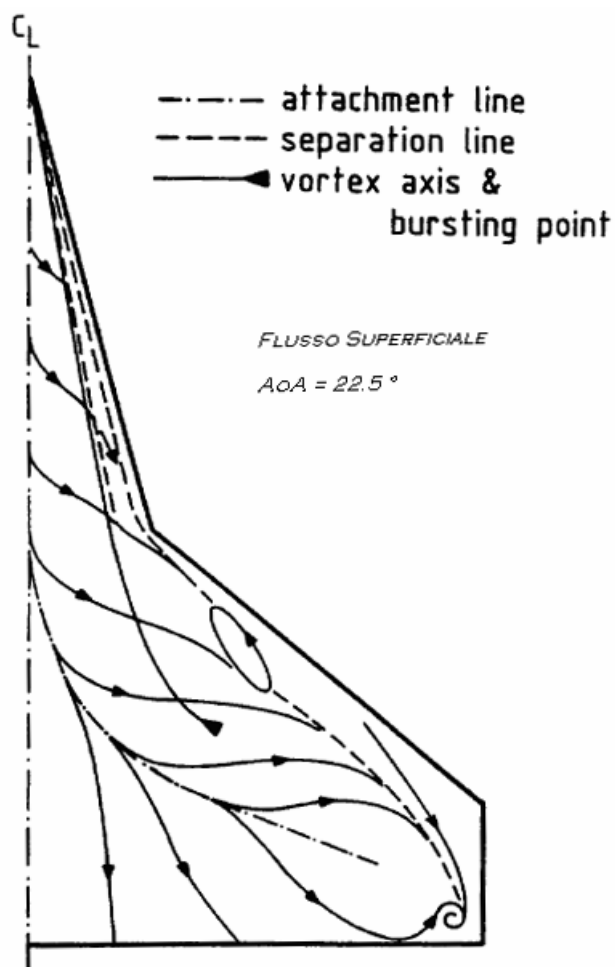


Figura – Flusso superficiale di un'ala a doppia delta a incidenza di 22.5° , notare come sull'ala il flusso è ampiamente disorganizzato, ovvero è già separato

Come si vede dalle figure una volta che il “burst” della “strake” ha raggiunto la superficie dell'ala, il flusso a valle di questa è disorganizzato ed incapace di produrre un adeguato carico portante, come si vede anche dalla diminuzione dei coefficienti di pressione mostrata nella seguente figura

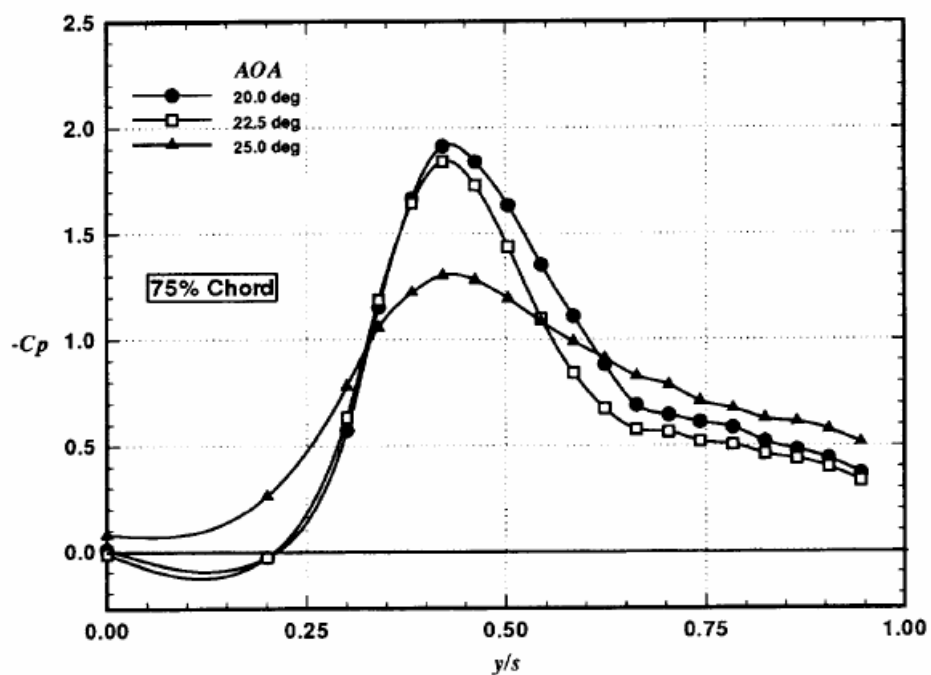
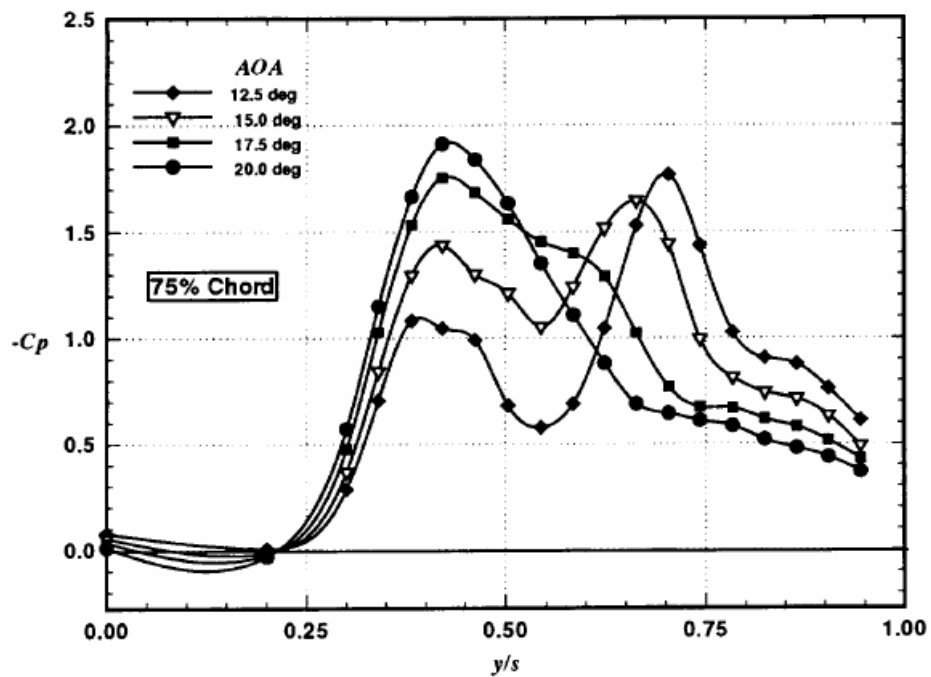


Figura – Effetti sul coefficiente di pressione in apertura al 75% della corda di un'ala a doppia delta al variare dell'incidenza

L'influenza del numero di Reynolds è identica al caso di delta semplice ovvero si fa sentire solo sull'entità del vortice secondario anche se il carico globale è poco sensibile a questo parametro.

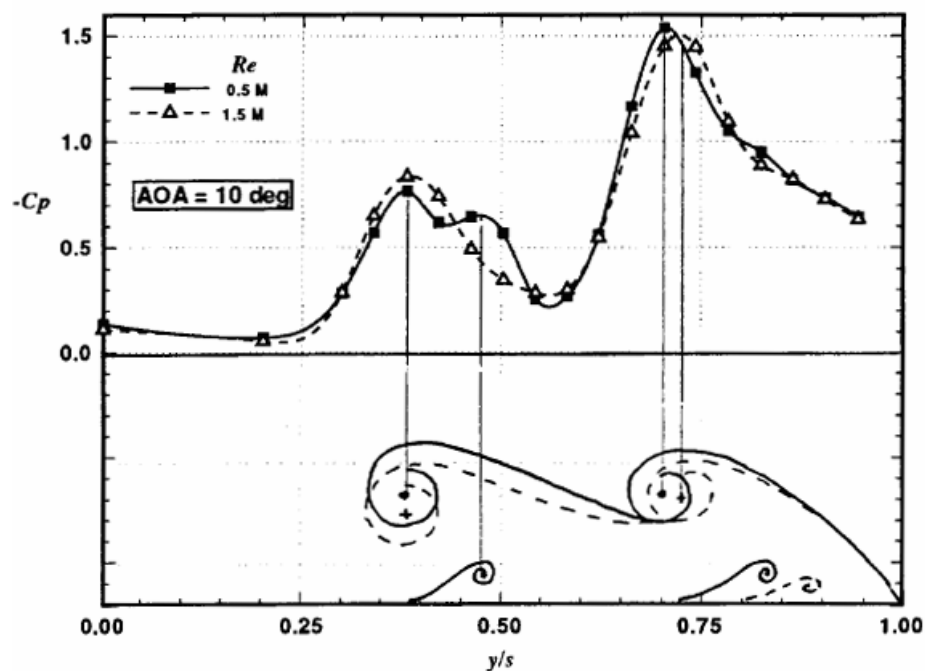


Figura – Distribuzione di pressione in apertura e schema del flusso con i due vortici, ala a doppia delta, incidenza 10° , 75% della corda

Dobbiamo far notare tuttavia che data la complessità dei meccanismi di interazione, questi possono essere facilmente influenzati da variazioni anche minime del campo come la comparsa di “sideslip”. In questo caso a seconda della freccia i due vortici possono sviluppare un’instabilità latero-direzionale per l’intera ala.

Solitamente si risolve a questo meccanismo interferendo nei meccanismi di accoppiamento dei vortici, che sono i principali fautori della divergenza direzionale di queste configurazioni.

Inserendo un “flap” di bordo di attacco nella zona del “kink”, tramite una sua deflessione si fa sì che alle alte incidenze il vortice della “strake” e quello dell’ala non entrino in contatto in una zona molto instabile.

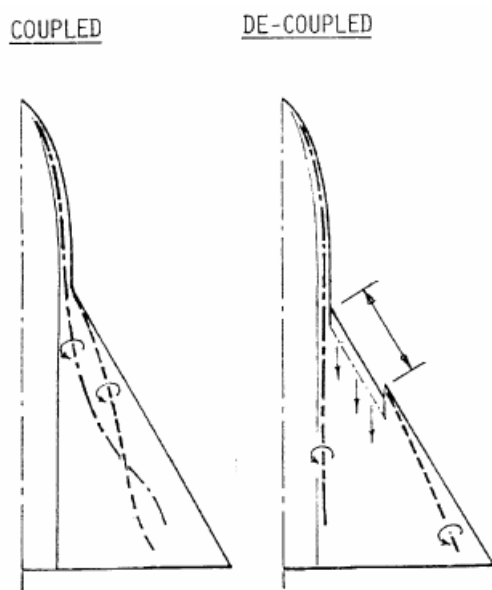


Figura – Differenza fra vortici accoppiati e vortici non accoppiati

A regimi di stallo infatti la zona del “*kink*” tende a sviluppare un intenso picco di velocità che da origine ad un vortice di bordo di attacco altamente instabile, il cui “*breakdown*” avviene immediatamente, destabilizzando così anche l’altro vortice della “*strake*” che ancora possiede una forma definita e coerente.

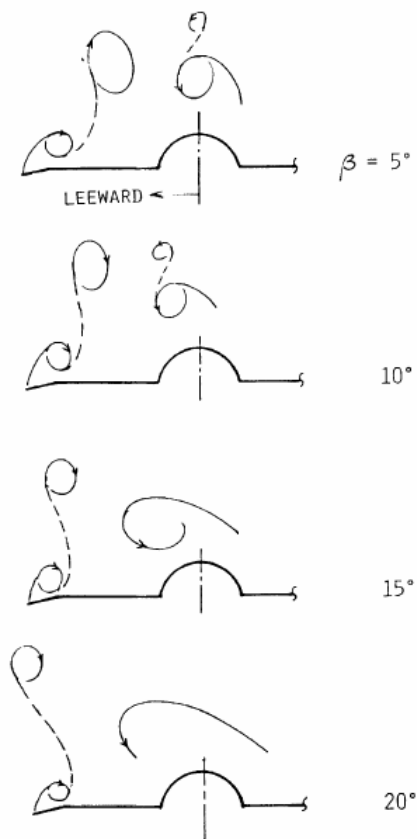


Figura – Effetti sul flusso di vortici accoppiati all’aumentare dell’imbardata, come si vede i vortici sopravento vengono spostati verso la mezzeria e fusi insieme, mentre il vortice sottovento della “strake” viene allontanato dalla superficie e dal corrispondente vortice alare diminuendo l’interazione su questo lato

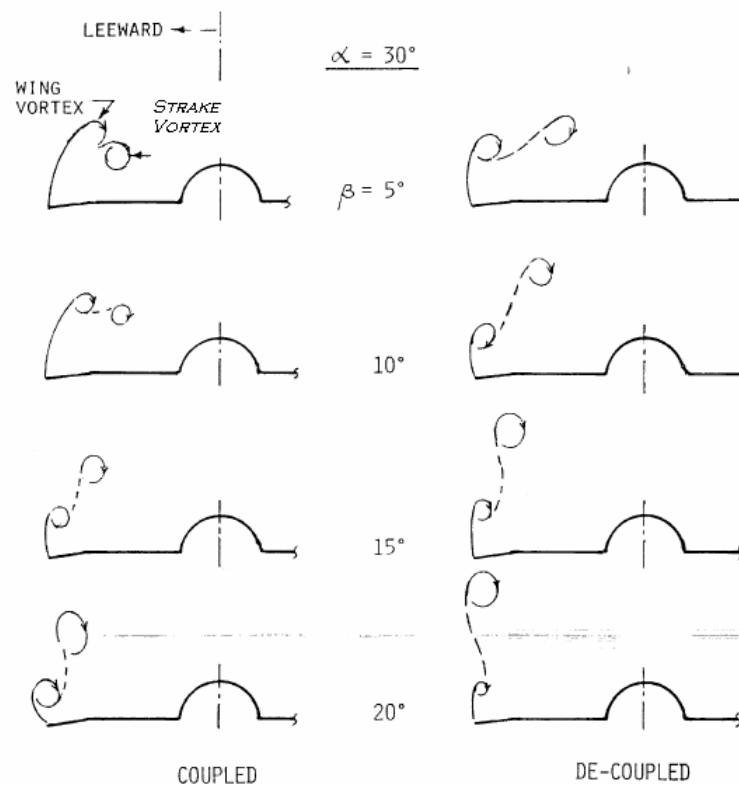


Figura – Differenza fra caso accoppiato e caso non accoppiato in un'ala a doppia delta ad 30° di incidenza al variare dell'angolo di "sideslip"

Come si vede dagli schemi precedenti le instabilità direzionali alle incidenze di stallo nel caso di vortici non accoppiati sono ridotte se non quasi scomparse.

Per quanto riguarda infine le caratteristiche aeromeccaniche l'aggiunta di una "strake" ad un'ala in generale migliora sempre le caratteristiche di portanza massima, incidenza massima a livello supersonico e transonico, mentre a livello subsonico, alle basse incidenze quando il flusso sull'ala è ancora attaccato, le "strakes" sono penalizzanti in quanto aggiungono parecchia resistenza a fronte di una piccola portanza prodotta in quanto ancora non sono in grado di sviluppare l'intenso vortice di bordo di attacco date le basse incidenze a cui si trovano.

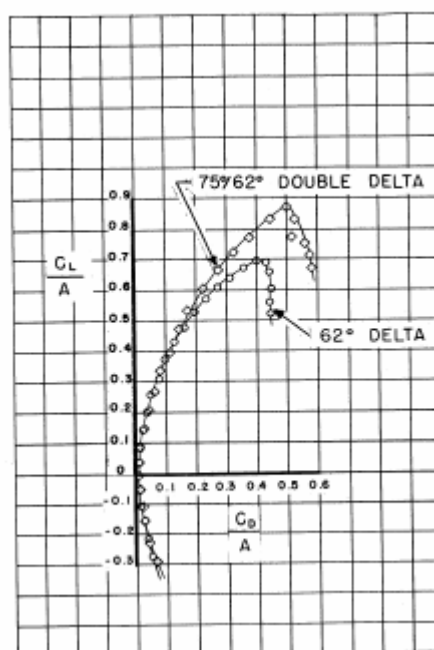
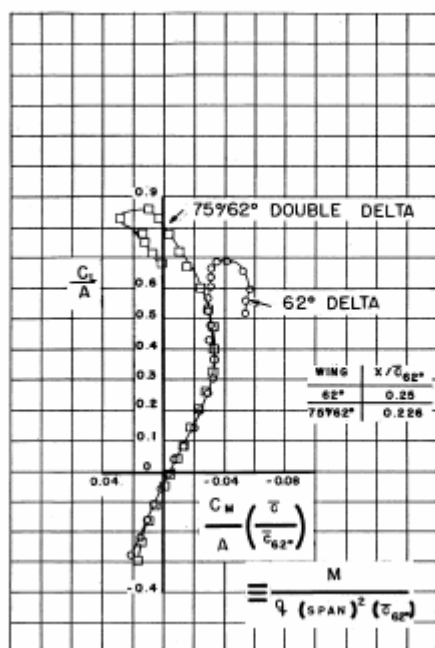
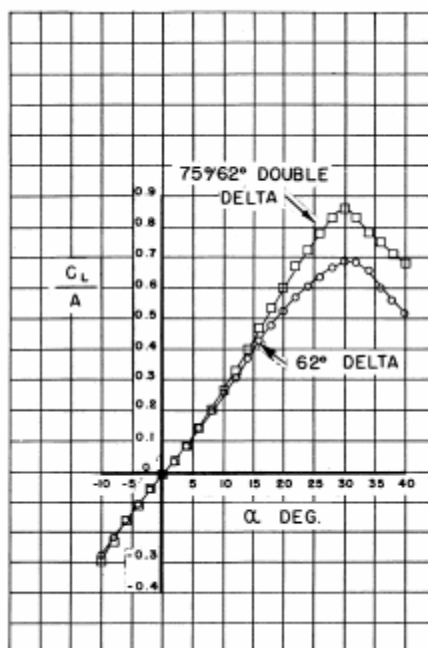


Figura – Differenze fra le caratteristiche aeromeccaniche fra un'ala a delta semplice ed una corrispondente doppia delta, che come si vede dalla figura offre prestazioni migliori

Come si vede le prestazioni di un'ala a doppia delta sono marcatamente superiori sia in portanza totale sia in efficienza. Tuttavia una grande penalità di quest'ala è il marcato “pitch up” intorno ai massimi valori del coefficiente di portanza della configurazione, dovuto al fatto che le “strakes”, in posizione molto avanzata sono l'ultima parte dell'ala a stallare.

2.3.4 – ALA TRAPEZOIDALE CON STRAKES

L'accoppiamento di un'ala trapezoidale con delle “strakes” nasce dall'esigenza di migliorare le prestazioni di quest'ultima alle elevate incidenze ed nelle prestazioni di

manovra in transonico, senza rinunciare alle sue ottime proprietà di volo alle basse velocità e l'elevata efficienza subsonica rispetto alle altre ali.



Figura – come si vede le “strakes” di questo F/A 18F Super Hornet oltre che a produrre un intenso vortice con le corrispondenti aspirazioni, contribuiscono a energizzare il flusso sul dorso dell’ala

L’ala trapezoidale di per se infatti non offre grandi prestazioni alle elevate incidenze e solitamente è completamente stallata intorno ai 15°-20°. Anche in campo transonico a fattori di carico elevati quest’ala soffre per la sua freccia ridotta.

L’aggiunta delle “strakes” tuttavia rivoluziona completamente il campo aerodinamico. Queste infatti, oltre che essere una superficie portante che produce carico, tramite il vortice di bordo di attacco riescono ad energizzare il flusso sul dorso dell’ala e quindi a ritardare la separazione dello strato limite.

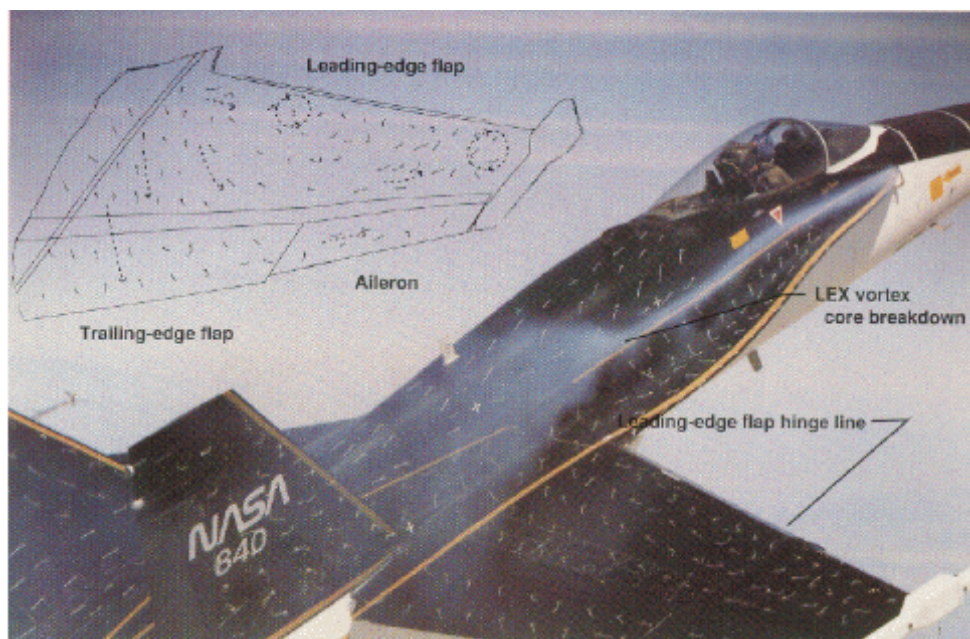


Figura – Schema e visualizzazione del flusso indotto dal vortice della “strake” sull’ala di un F/A 18C Hornet

Come si può vedere dalla figura precedente, il vortice influisce pesantemente sul profilo di velocità del dorso dell’ala.

L’effetto benefico andrà a ridursi mano a mano che il “breakdown” tenderà a risalire verso monte, fino a svanire nel momento in cui questo raggiungerà il “kink” fra ala e “strake”. A questo punto l’ala presenterà solo un flusso separato e disorganizzato, mentre la “strake” incomincerà ad avvicinarsi allo stallo mano a mano che il “burst” del vortice la percorre andando verso il suo apice.

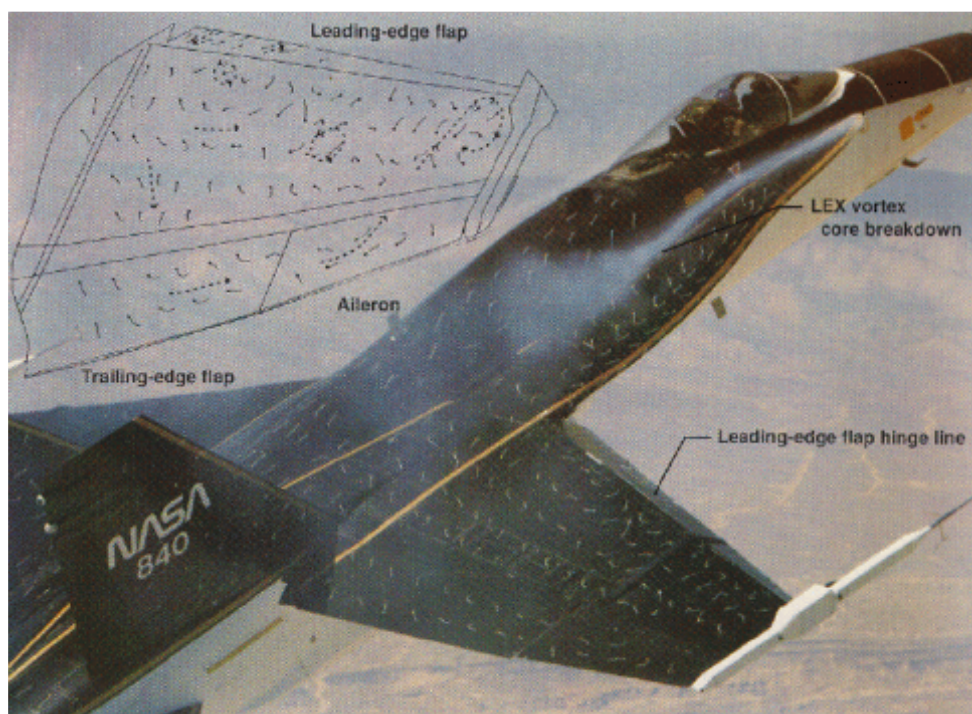


Figura – Flusso sull’ala di un F/A 18C Hornet, quando il vortice della “strake” non è più in grado di influenzarlo fortemente, in quanto il punto di “burst” è salito a monte

L'inconveniente di questa configurazione oltre al marcato “*pitch-up*” in condizioni di volo vicine allo stallo, è la possibilità di intensi fenomeni di “*buffeting*” delle superfici di coda verticali quando queste vengono investite dal “*burst*” del vortice.

2.3.5 – BLENDED WING BODY LAYOUT

Il Layout integrale offre molti vantaggi sia a livello strutturale che aerodinamico anche se è penalizzante dal punto di vista della produzione e della realizzazione date le complicate forme derivanti e l'abbondanza di curvature che questo comporta.



Figura – Tipico esempio di “blended wing body” layout, Su 35 Flanker

Il concetto che sta alla base di tutto questo è lo sfruttare anche la fusoliera per introdurre capacità portanti.

Solitamente anche ottimizzando la distribuzione della portanza dell'ala. In corrispondenza della fusoliera si ottiene una buca che ci allontana dall'ottimo.

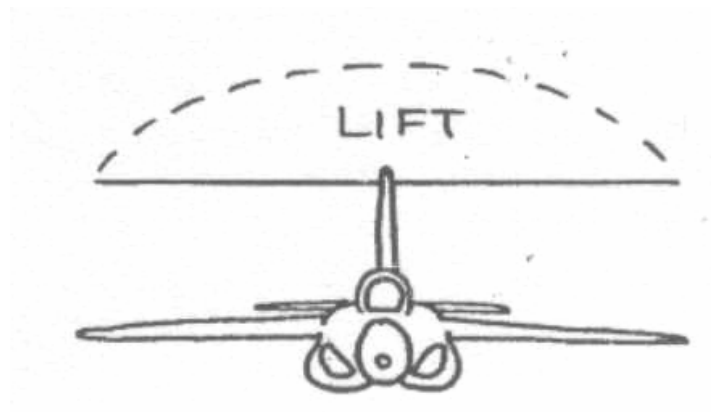


Figura – Distribuzione di portanza su un layout integrale, notarne l’uniformità anche nella zona della fusoliera

In molti aerei questo effetto è controbilanciato dall’utilizzo di fusoliere non circolari, carenate opportunamente per diventare tutt’uno con l’ala ed avvicinarsi al concetto di ala volante il quale offre anche il minimo di superficie bagnata, fattore che influisce pesantemente sulle prestazioni di autonomia.

Solitamente il layout integrale viene utilizzato per esaltare le prestazioni in crociera sia subsonica che supersonica. Questa filosofia di progetto inoltre si sposa molto bene con “la regola delle aree”, ed è utilizzata in molti caccia.



Figura – Il layout integrale tende a fondere insieme ala e fusoliera in modo da farle diventare un unico corpo portante, MiG 29S Fulcrum

Solitamente per valori di coefficiente di portanza bassi abbiamo che il 40% del carico aerodinamico è supportato dalla fusoliera, con una maggiore redistribuzione dl carico in apertura e quindi anche una migliore redistribuzione delle sollecitazioni.

Non vi sono delle regole generali di progetto, in quanto varia da caso a caso, ovvero si tratta di integrare ala e fusoliera date nel miglior modo possibile.

2.3.6 – TRAILING EDGE DEVICES

I dispositivi di bordo di uscita dei caccia solitamente sono rappresentati da un semplice flap, il quale è utilizzato oltre che al decollo ed all'atterraggio, anche per le condizioni di manovra e di crociera.

Per quanto riguarda la funzione canonica del flap, non si hanno sofisticati sistemi di ipersostentazione, dati i bassi carichi alari solitamente in gioco e le elevate potenze dei motori disponibili.



Figura – Nel decollo l’F 22A Raptor utilizza i “flaperons”, ovvero superfici che svolgono sia il lavoro di alettoni che di flap, per aumentare le prestazioni su campo corto

L’architettura tipica è quella di “single slotted” semplice. Infatti meccanismi più complicati comporterebbero un inutile aumento dei pesi senza una valida giustificazione, anche perché con l’aumentare della freccia l’efficienza dei flap di bordo di uscita tende a calare drasticamente.

Molto spesso si utilizzano i cosiddetti “flaperons” che sono una fusione fra i flap e gli alettoni in un’unica superficie, deflessa simmetricamente per atterraggio e decollo ed asimmetricamente per comandi di rollio.

Questa soluzione permette di ridurre il peso e la complessità dei meccanismi. Spesso infatti i comandi di rollio vengono delegati alla deflessione asimmetrica delle superfici di coda orizzontali, le quali oltre ad avere una potenza aerodinamica superiore, soffrono anche minori problemi aeroelastici rispetto agli alettoni.

Ipersostentatori di bordo di uscita “double slotted” vengono invece utilizzati nei veicoli imbarcati o STOL (“short take off and landing”) in cui i requisiti di velocità di decollo e di atterraggio hanno una grandissima importanza, imponendo perciò dei dispositivi di capacità superiore.



Figura – Esempio di “double slotted” flap completamente esteso per consentire a questo Su 33 Sea Flanker il decollo corto dal ponte di una portaerei

Un'altra funzione delegata ai flap di bordo di uscita è quella della modifica del profilo alare nelle condizioni di crociera e di manovra, soprattutto per il campo transonico. Le figura sottostante ne offre un esempio

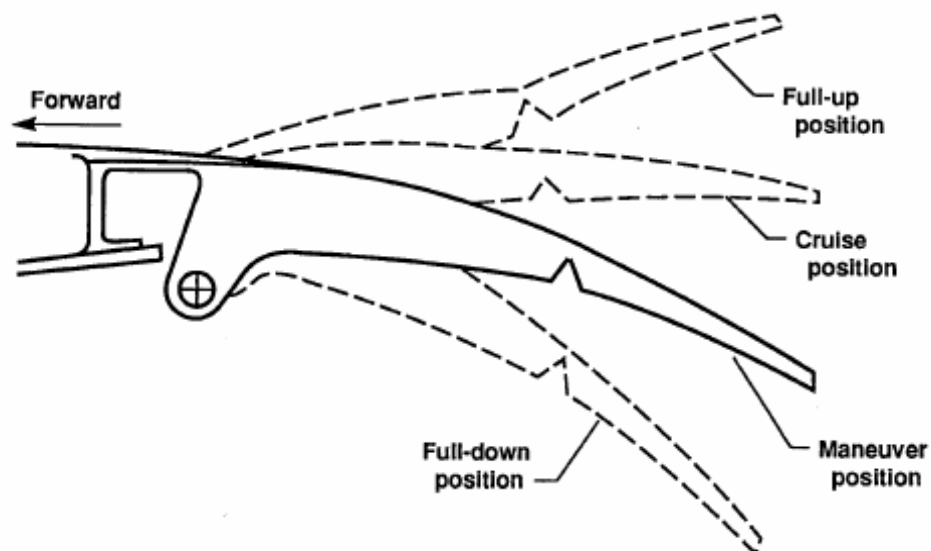


Figura –Esempio delle varie posizioni che un flap di bordo di uscita può assumere a seconda della tipologia del volo, X 29

La forma del profilo ottimale è infatti diversa a seconda della crociera supersonica, subsonica, o della necessità di manovre ad elevati coefficienti di portanza. Il sistema di controllo di volo quindi viene programmato per deflettere il flap di bordo di uscita automaticamente a seconda del regime di volo in cui l'aereo si trova

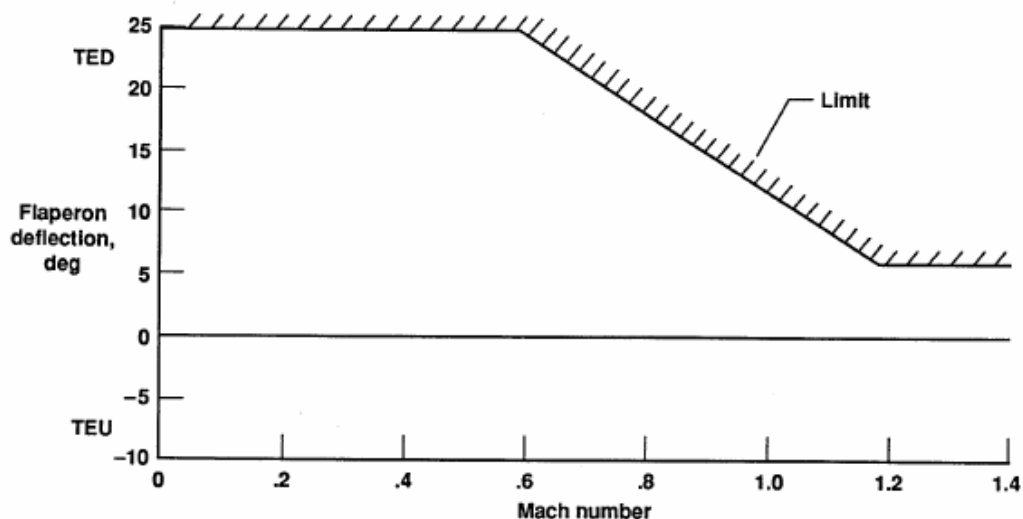


Figura – Scheda di deflessione del “flaperon” massima al variare del numero di Mach, X 29

Solitamente tuttavia questi dispositivi vengono deflessi solo quando siamo ad incidenze medio basse, in quanto ad elevati angoli di attacco il loro utilizzo è pressoché inutile.

2.3.7 – LEADING EDGE DEVICES

A seconda che siano utilizzati su un'ala di elevata freccia o su di una di bassa freccia il comportamento ed il motivo dell'installazione di questi dispositivi risulta essere differente.

2.3.7-1 – BASSO ANGOLO DI FRECCIA

Per ali di freccia ridotta l'impiego di flap di bordo di attacco è pensato per ridurre la curvatura aerodinamica del profilo, e quindi aumentarne le prestazioni, ad elevate incidenze e/o alle basse velocità in configurazioni di atterraggio e decollo. Solitamente inoltre questi dispositivi in coppia con quelli di bordo di uscita vengono deflessi per dare la forma ottimale al profilo a seconda delle necessità del momento (manovra, crociera supersonica, etc....).



Figura – Dispositivi di bordo di attacco completamente deflessi sull’ala di questo Su 27UB Flanker

Tuttavia dato il sempre maggior utilizzo di “strakes”, che sono in grado di compiere buona parte del lavoro dei dispositivi di bordo di attacco, non sempre vi si ricorre, il che comporta una notevole riduzione di peso globale.



Figura – Esempio di aereo senza dispositivi di bordo di attacco sull’ala, F 15C Eagle

Come regola di prima approssimazione si deve ricorrere a questi dispositivi solo nel caso in cui

$$\frac{W}{S} \cos \Lambda_{t/c_{MAX}} \geq 4000 \left[\frac{N}{m^2} \right]$$

Ovviamente questa è una formula di prima approssimazione e l'opportunità di installare o meno flap di bordo di attacco deve essere considerata da caso a caso.

2.3.7-2 – ELEVATO ANGOLO DI FRECCIA

Nelle configurazioni a freccia elevata, tipiche degli aerei con capacità di crociera supersonica, è noto che la principale causa di aumento di resistenza e di problemi di stabilità è data dal vortice che si separa dal bordo di attacco, il quale tuttavia è in grado di fornire un alto carico portante fino ad incidenze elevate.

Un approccio al problema è quello di utilizzare un dispositivo di bordo di attacco, la cui deflessione ritarda l'angolo a cui incomincia a manifestarsi la separazione. Tuttavia all'aumentare della freccia aumenta considerevolmente anche l'entità della deflessione necessaria, arrivando a valori non tollerabili nel regime di crociera supersonica. Inoltre la possibile separazione dovuta ad un'eccessiva curvatura sul dorso limiterebbe i vantaggi ottenuti.

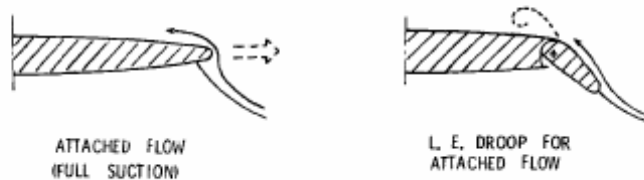


Figura – Caso di design non ottimale di flap di bordo di attacco, la separazione impedisce di utilizzare le aspirazioni al bordo di attacco

Per questo si ricorre al così detto “vortex flap”. Questo concetto mira a promuovere il concetto di “leading edge suction” oltre le incidenze di flusso attaccato. Alla base vi è il tentativo di imporre una separazione controllata che produca vortici la cui aspirazione sul flap è utilizzata per generare una componente di spinta.

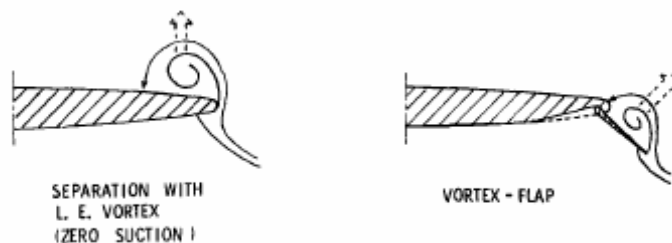


Figura – Caso di design ottimale di “vortex flap”, le aspirazioni al bordo di attacco sono utilizzate per creare una forza di trazione sull'ala

Il dispositivo è concepito come una superficie incernierata subito sotto il bordo di attacco e ritratta sull'ala quando in operativa. L'elevata freccia promuove la separazione del vortice il cui punto di riattacco per una utilizzazione efficiente del flap dovrebbe avvenire immediatamente al bordo di attacco dell'ala come mostrato nella figura precedente.

Per quanto riguarda il miglioramento delle caratteristiche longitudinali un esempio è dato nella figura sottostante.

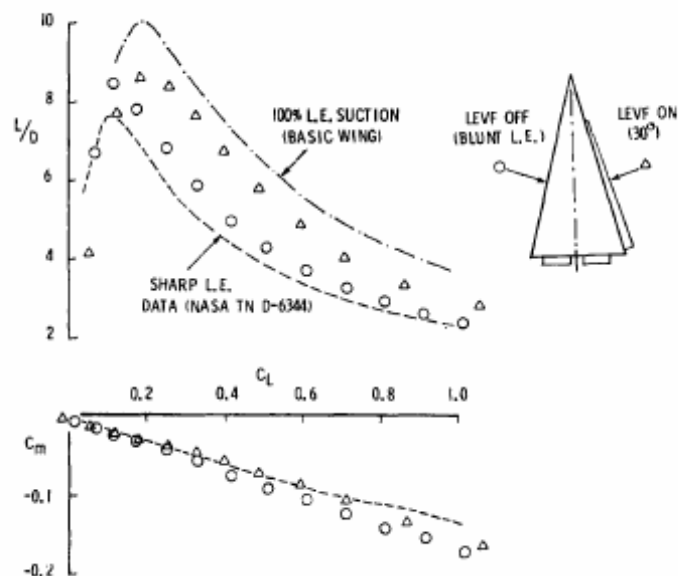


Figura – Differenza nelle prestazioni longitudinali di un'ala a delta a seconda dell'utilizzo o meno delle aspirazioni di bordo di attacco

Come si può vedere la stabilità longitudinale è quasi del tutto invariata, come la portanza globale, il tutto con un netto aumento dell'efficienza.

Per questo il flap di bordo di attacco risulta essere un dispositivo fondamentale ovunque vi sia un'ala ad elevata freccia.



Figura – EFA 2000 Typhoon esegue una richiamata con i “leading edge vortex” flap completamente deflessi per aumentare l’efficienza aerodinamica in manovra

Logicamente la deflessione di questo dispositivo è regolata dal controllore di volo, che la esegue solo a regime subsonico e transonico. A velocità supersoniche infatti la posizione migliore è quella retratta qualora il bordo di attacco si trovi all’esterno del cono di Mach dell’ala.

2.3.8 – FOREBODY DEVICES

Per quanto riguarda i dispositivi del “forebody”, questi assumono una grande importanza alle alte incidenze sotto forma di superfici di controllo direzionale. In questo regime infatti i timoni di coda sono immersi nella scia dell’ala e la loro capacità di comando è ridotta al minimo se non nulla.



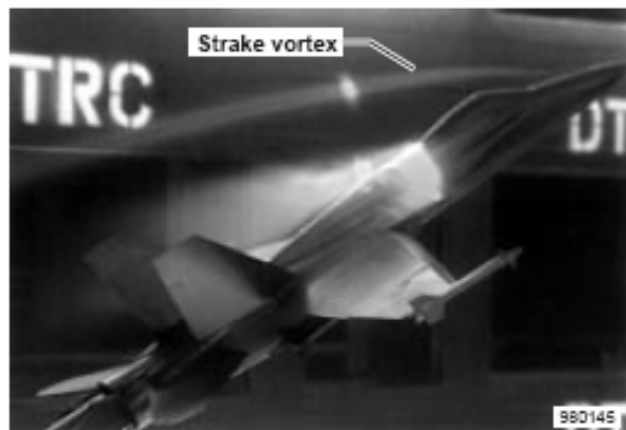
Figura – Visualizzazione delle linee di flusso sul “forebody” di un F/A 18C Hornet

Solitamente si utilizzano piccole “*strakes*” attaccate lateralmente al radome la cui funzione è analoga ai piani di coda orizzontali.

Abbiamo infatti una funzione stabilizzatrice, in quanto queste “*strakes*” fissano il punto di separazione e di distacco del vortice, annullando le asimmetrie che porterebbero ad instabilità direzionale.



(a) Flight.



(b) Wind tunnel.

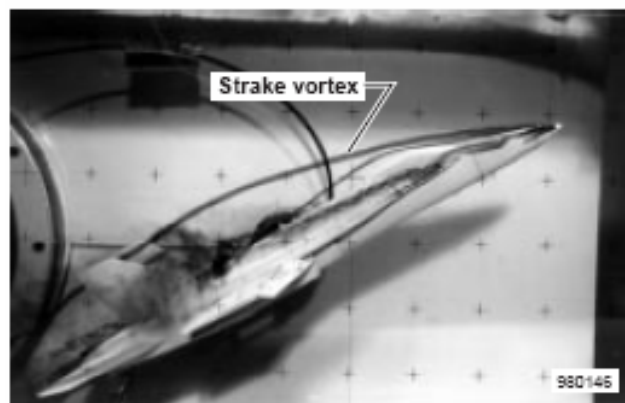
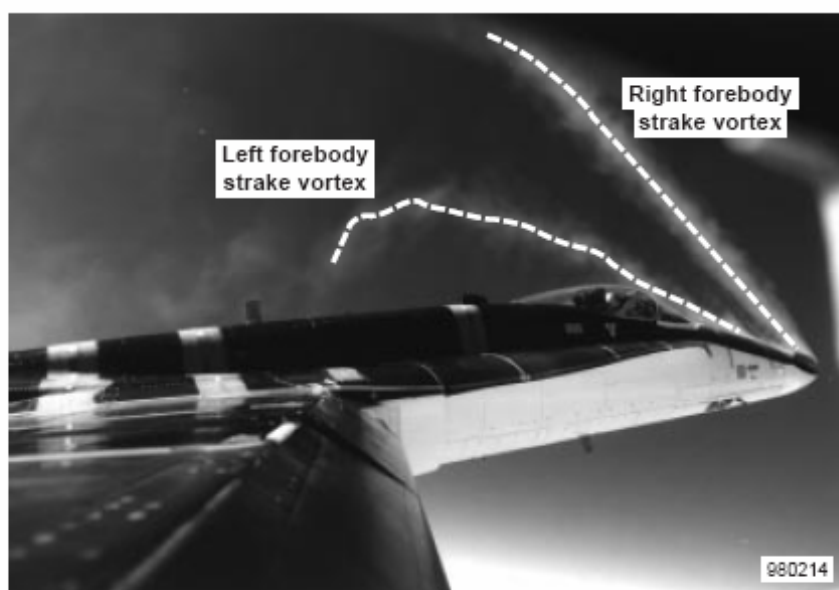


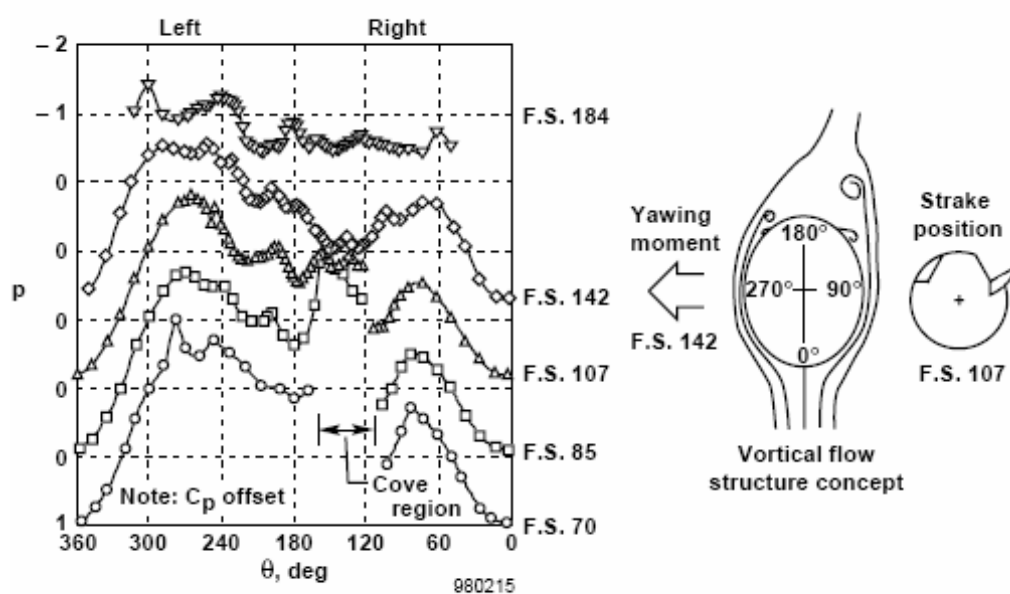
Figura – Flusso sviluppato dalle “nose strakes” di un F/A 18C Hornet, visualizzazione in volo, “wind tunnel”, “water tunnel”

Inoltre se deflesse in maniera asimmetrica sono un ottimo dispositivo di controllo di imbardata alle elevate incidenze.

L'utilizzo di questi dispositivi è anche in grado di eliminare l'accoppiamento con eventuali vortici più potenti che si generano a valle, contribuendo quindi ad una diminuzione delle instabilità.



Forebody/strike vortex flow visualization for $\alpha = 47.2^\circ$, $\beta = 3.9^\circ$ and $\delta_s, L/R = 0^\circ/90^\circ$.



Forebody pressure distribution for $\alpha = 50^\circ$, $\delta_s, d \approx 90^\circ$, and $\delta_s, L/R = 0^\circ/90^\circ$.

Figura – Visualizzazione del flusso e diagramma delle pressioni sviluppato dalla deflessione di una “nose strake”, F/A 18C Hornet, programma NASA H.A.R.V

L'inconveniente di questo meccanismo è la posizione.

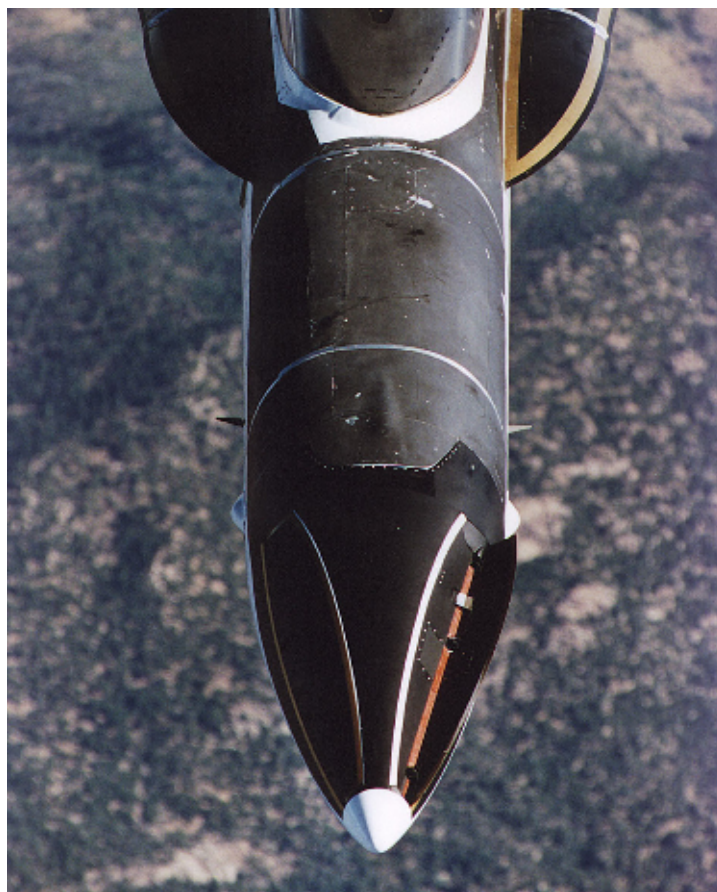


Figura – Esempio di “nose strakes” per aumentare l’autorità in rollio alle elevate incidenze, F/A 18C Hornet, come si vede la loro posizione ottimale entra in conflitto con la posizione del radar del caccia

Infatti solitamente lo spazio del radome è occupato dal radar, inoltre parti metalliche in questa zona ne potrebbero influenzare fortemente le prestazioni.

2.3.9 – PITCH DEVICES

Essendo questo il comando maggiormente utilizzato, è logico che le superfici ad esso dedicate siano multiple ed estremamente efficienti. In generale le cellule moderne sono tutte instabili longitudinalmente, questa particolarità, seppur richiedendo la presenza di un sistema “fly-by-wire”, offre una maggiore velocità di risposta al comando, nonché una maggiore accelerazione angolare a parità di deflessione della superficie di comando.

Solitamente in un progetto standard abbiamo 2 superfici utilizzabili per il beccheggio, gli alettoni e la coda orizzontale.

Gli alettoni della superficie di coda sono il comando standard e spesso vengono utilizzati per effettuare piccole correzioni, e smorzare le elevate accelerazioni angolari imposte da altre superfici.

Tuttavia sono pressoché inefficienti in supersonico, in quanto si trovano sul bordo di uscita dell’ala ed ivi non riescono ad influenzare il campo a monte. Per questo è stata introdotta la superficie di coda interamente mobile. Questa infatti offre una maggiore potenza di comando data la superficie maggiore, inoltre muovendosi per intero mantiene la sua efficienza anche in supersonico.



Figura – “Tailplane” con funzione di beccheggio, interamente mobili, Su 27UB Flanker

Solitamente queste superfici vengono installate più a valle possibile per aumentarne il braccio, ridurre l'influenza della scia dell'ala, e aumentare la superficie dietro il baricentro, che è fondamentale per un adeguato momento di “pitch down” alle alte incidenze.

Solitamente la forma in pianta è a delta o comunque simile e l'allungamento è dell'ordine dell'unità. In alcuni casi viene anche aggiunto il così detto “dente di sega” che aumenta il range di angolo di attacco di funzionalità della superficie.



Figura – Esempio di superficie orizzontale di coda con dente di sega per aumentarne l'efficienza alle elevate incidenze, MiG 29M Fulcrum

Negli aerei a delta canard invece il comando di beccheggio viene assolto dal canard stesso che, data l'instabilità longitudinale della cellula, è anche la superficie di controllo dell'equilibrio.



Figura – Configurazione controllata in beccheggio dal canard, che in volo equilibrato è deflesso in modo da generare il momento stabilizzante richiesto, come in figura, X 31 in volo livellato ad elevato angolo di attacco

Nei recenti progetti integrate con queste superfici è stata introdotta la spinta vettoriale. Questa offre il vantaggio di aggiungere potenza al comando di beccheggio, inoltre risulta fondamentale per il controllo e la manovrabilità nel regime post-stallo.

2.3.10 – ROLL DEVICES

Nei caccia il comando di rollio viene suddiviso fra gli alettoni e la “*all moving tail*”, ovviamente azionata in modalità differenziale. Questa suddivisione oltre che a fornire una ripartizione del carico fra più superfici consente di evitare problemi aeroelastici che si potrebbero creare in determinate condizioni di volo dalla deflessione dell'alettone.



Figura – Esempio di “all moving tail” con compito misto di comando di beccheggio e di rollio ad elevata autorità integrato con alettoni che in questo caso fungono anche da flap se deflessi simmetricamente, Su 27UB Flanker

Inoltre la coda interamente mobile consente di mantenere l’efficacia del comando anche in regime supersonico.

Non si utilizzano invece i canard in quanto una loro deflessione asimmetrica provocherebbe un “downwash” asimmetrico sull’ala il cui campo risultante tenderebbe ad annullare il momento impartito dalla deflessione asimmetrica del canard stesso.

2.3.11 – YAW DEVICES

Per il comando di imbardata la superficie principale è il timone di coda. Nei caccia solitamente si raggiungono valori fino ad un quarto della corda, per aumentarne l’autorità e l’efficacia.

Tuttavia come le superfici di coda verticali, all’aumentare dell’incidenza e dell’angolo di imbardata, lentamente il timone perde la sua efficienza fino a stallare.



Figura – Tipica deriva verticale dei caccia, con ampia superficie del timone, in questo caso a corda maggiorata per aumentarne l'autorità, MiG 29S Fulcrum

Per eliminare i problemi di imbardata qualora necessario si ricorre ad una doppia superficie verticale con un timone ciascuna in modo che in qualunque condizione vi sia almeno un timone che non è nella scia dell'aereo.



Figura – Esempio di doppia deriva verticale per incrementare le capacità direzionali alle elevate incidenze, MiG 29M Fulcrum

Per quanto riguarda l'incidenza, in questo caso l'unica alternativa alla riduzione dell'autorità del timone risulta essere l'aggiunta di piccole alette di comando sul "forebody", oppure ricorrere alla spinta vettoriale.

2.3.12 – CANARD

Per canard solitamente si intende una superficie mobile posta a monte dell'ala. Tuttavia esistono almeno due differenti tipologie di canard, la prima che solitamente è utilizzata per stabilizzare un veicolo il quale per problemi di spazio o di aerodinamica, non può incorporare una superficie di coda tradizionale. La seconda viene spesso chiamata "*close coupled canard configuration*" o "*CCC*" e viene utilizzata per stabilità, per manovra e per migliorare prestazioni e campo aerodinamico.

Solitamente la prima tipologia sui caccia non viene mai utilizzata, e quindi non sarà trattata nel seguente paragrafo.



Figura – Tipica configurazione delta-canard, Rafale C

I vantaggi nell'utilizzo di una configurazione canard sono multipli e spaziano dal campo aerodinamico creato alle prestazioni in beccheggio ed in crociera.

Avvicinare il canard all'ala e posizionandolo ad un'altezza leggermente superiore al piano di questa, consente di ottenere una resistenza globale della configurazione minore della somma delle resistenze di ala e canard prese singolarmente. Questa particolarità deriva dal "*downwash*" che il canard esercita sull'ala provocandone una "buca" centrale nella distribuzione di portanza. In questa buca andrà tuttavia a posizionarsi il contributo di portanza del canard, che solitamente per la maggior parte dell'involuppo di volo trimmato è portante invece che deportante come nel caso di superficie di coda. La distribuzione di portanza così ottenuta si avvicina molto a quella ellittica. Ancora migliore è il risultato accoppiando un canard con un'ala a freccia negativa.

Dal punto di vista della risposta al comando a cabrare il canard è migliore della coda, in quanto quest'ultima per produrre la rotazione verso l'alto deve aumentare la deportanza prodotta. Ora essendo la dinamica traslatoria più veloce di quella rotatoria avremo una diminuzione di portanza, una perdita di quota, una rotazione attorno al baricentro seguita da un aumento di incidenza e di portanza e quindi dall'inserimento del veicolo nella traiettoria di salita comandata.

Quindi nella configurazione convenzionale il comando a cabrare comporta nei primi istanti della manovra una perdita di quota, che tende a rallentare l'intera transizione.

Il canard invece è una superficie portante e per far cabrare il veicolo deve aumentare la portanza prodotta. Questo implica che nei primi istanti, la risposta traslatoria di un comando nel canale del beccheggio in una configurazione canard, avrà la stessa direzione del comando portando quindi l'intera configurazione ad avere una risposta dinamica più veloce rispetto al caso convenzionale.

Per quanto riguarda il campo aerodinamico un canard ha le funzione della “*strake*” sull'ala a valle, ovvero ne energizza il flusso sulla superficie. Inoltre se accoppiato con un'ala a delta i vortici rilasciati dal canard (che solitamente è di bassissimo allungamento) impongono un “*downwash*” ai vortici dell'ala avvicinandoli alla superficie, quando invece questi alle alte incidenze tenderebbero ad allontanarsi. Il tutto a beneficio della produzione di portanza globale.



Figura – Il flusso generato da I canard di questo Su 35 Super Flanker, interagisce con quello della “*strake*” spingendolo verso il basso, aumentandone l'effetto benefico sul campo aerodinamico dell'ala

L'inconvenienza del canard risiede nell'“*upwash*” generato sulla parte esterna dell'ala che tende quindi a far stallarne prima l'estremità. Inoltre solitamente le configurazioni canard sono estremamente instabili e richiedono la presenza di un sistema “*full authority fly-by-wire*”. Inoltre la sua deflessione ammissibile deve essere ampia e calibrata in modo tale da evitarne lo stallo o ritardarlo rispetto a quello dell'ala, pena la perdita di controllo del veicolo.

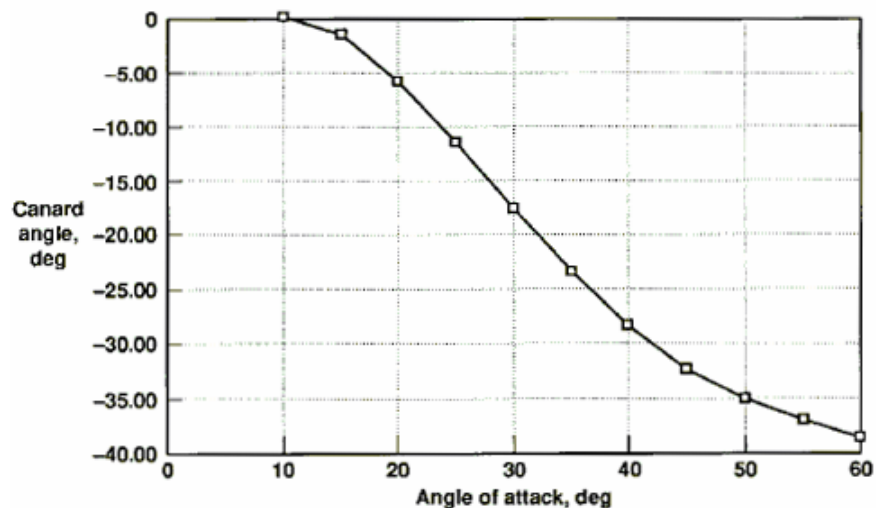


Figura – Deflessione del canard al variare dell’incidenza, esempio valido per basse velocità, come si vede la deflessione è tale che il canard operi per l’intero inviluppo intorno ad un’incidenza vista di 15°, in modo da produrre un vortice che oltre a fornire il carico voluto sia in grado di sopravvivere anche a valle e di espletare i suoi influssi benefici sull’intera configurazione

In alcuni casi è stato sviluppato anche l’architettura a “tre superfici” nella quale coesistono sia il canard che il piano di coda orizzontale.



Figura – Tipico esempio di architettura a tre superfici orizzontali Su 30MKI Flanker, come si vede il vortice del canard e quello della “strake” interagiscono, con quest’ultimo spinto verso il basso ed avvicinato alla superficie

Questo serve a distribuire la richiesta di momento di beccheggio fra le due, evitando di portarle al limite ovvero alla saturazione del comando. Inoltre in queste configurazioni il canard svolge anche intensamente la sua funzione aerodinamica, influenzando il campo a valle con i vortici da esso prodotto.

Solitamente si ricorre a questa configurazione quando si vuole sviluppare al massimo il requisito di agilità sull'aerodinamica del veicolo.

2.3.13 – FENCES

Per “*fence*” si intende una piccola superficie a sviluppo verticale, il cui compito è modificare il campo aerodinamico locale. Esistono due tipologie, la prima è stata pensata per intervenire sullo strato limite delle ali a freccia, la seconda per intervenire sul vortice di bordo di attacco che si sviluppa sulle ali di elevata freccia.

2.3.13-1 – TIPOLOGIA I

Si utilizza questa tipologia quando si vogliono alleviare i problemi di stallo di estremità, dovuti all'ispessimento dello strato limite causato dalla componente parallela di velocità al bordo di attacco.



Figura – Come si può vedere l'ala di questo MiG 25UB Foxbat presenta una fence che si estende dal bordo di attacco fino quasi al bordo di uscita

Inoltre se ben disegnata ad elevate incidenze questa superficie è in grado di generare un piccolo vortice che fornisce maggiore energia allo strato limite, comportandosi come una discontinuità di bordo di attacco.



Figura – Ala del MiG 25PD Foxbat con fence su di essa

Nei progetti moderni tuttavia è raramente utilizzato in quanto la sua funzione viene svolta in maniera migliore dalle “*strakes*”. Si utilizza quindi solo dove estremamente necessario, per lavori di “*finitura*” del campo aerodinamico.

2.3.13-1 – TIPOLOGIA II

La seconda tipologia viene utilizzata quando si riscontrano problemi di “*buffeting*” sui piani di coda verticali dovuti al “*burst*” del vortice originato dalla “*strake*”. Inoltre si utilizza ogniqualevolta si voglia modificare il “*breakdown*” di un vortice.



Figura – F/A 18C Hornet con relativa fence trapezoidale installata verso il punto di congiunzione fra l’ala e la strake

Infatti l’interferenza fra la “*fence*” ed il flusso immediatamente a valle della “*strake*” comporta una diminuzione dei carichi dinamici applicati alla coda con una conseguente riduzione delle vibrazioni e un conseguente aumento della vita a fatica. L’effetto viene ottenuto da questi dispositivi tramite la formazione di un secondo vortice in grado di modificare in maniera positiva l’andamento del flusso.

La “*fence*” ha solo un piccolo effetto sulle caratteristiche statiche longitudinali, in quanto causa una piccolissima perdita della massima portanza prodotta, un lieve aumento di resistenza ed un piccolo incremento di momento a picchiare. Altro effetto, non aerodinamico, è l’aumento della traccia radar soprattutto quando l’aereo è illuminato di lato.

L’inserimento di una “*fence*” ha un effetto pressoché nullo sulla posizione longitudinale e laterale del “*burst*”. Questa infatti agisce sulla tipologia del “*breakdown*”, in quanto la “*fence*” ne causa una deformazione dalla forma definita caratterizzata da un’espansione improvvisa, ad una forma più elicoidale, distorta, in cui l’espansione avviene in maniera molto più graduale. La “*fence*” inoltre continua a funzionare anche quando il “*burst*” si è spostato a monte di essa.

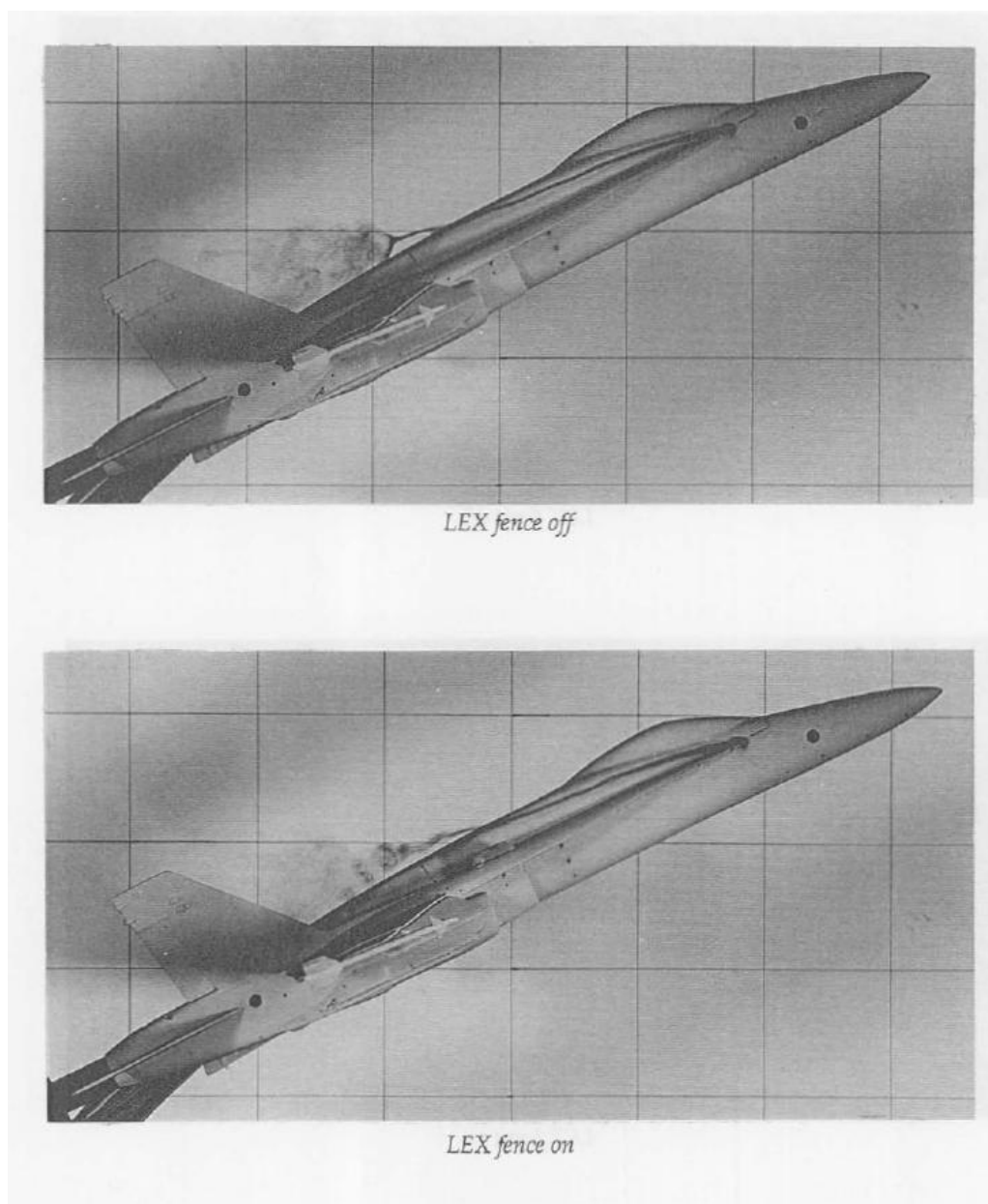


Figura – Confronto fra caso con “*fence*” e caso senza “*fence*” in galleria ad acqua, vista di lato

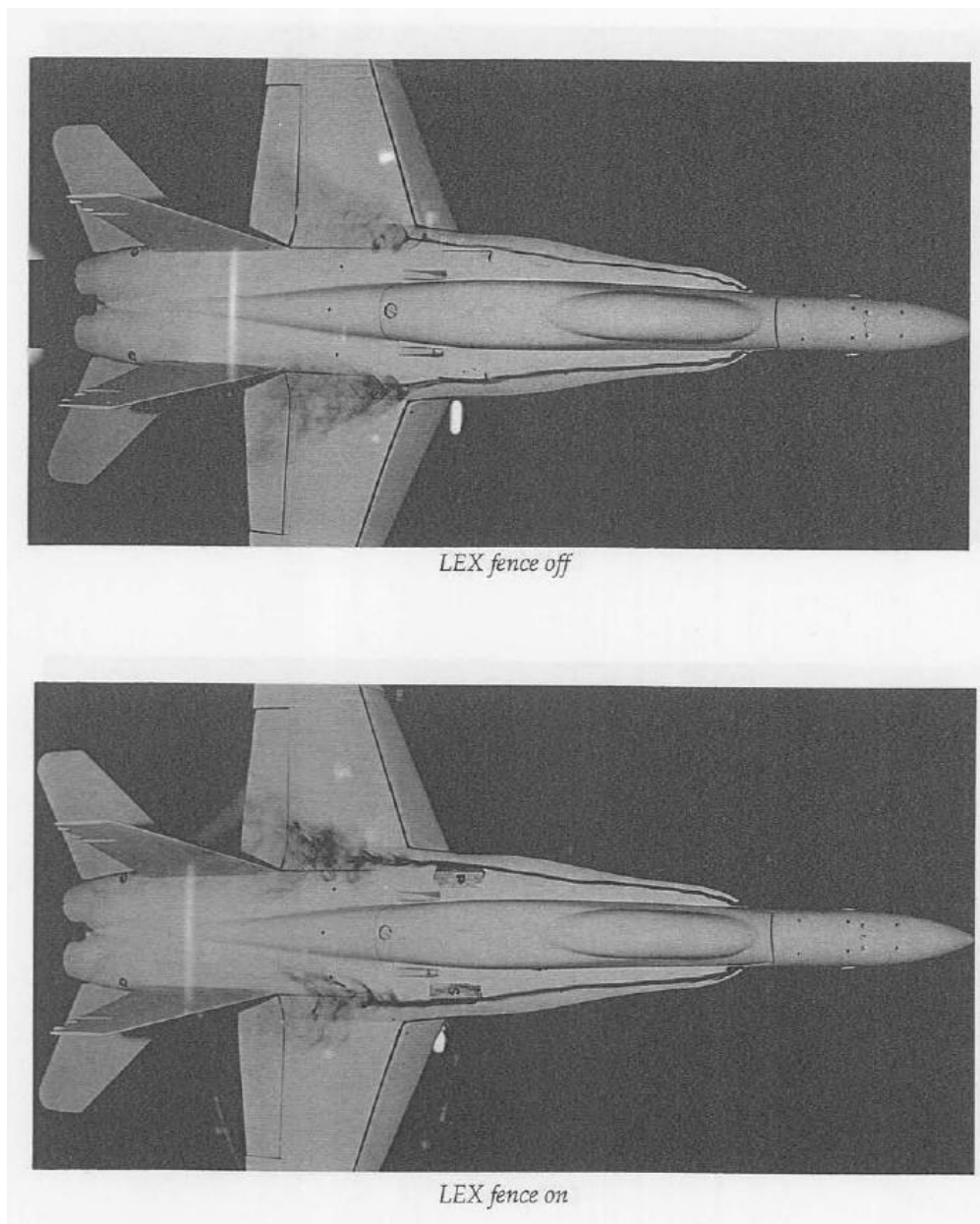


Figura – Confronto fra caso con “fence” e caso senza “fence” in galleria ad acqua, vista dall’alto

Se andiamo ad osservare il campo più da vicino è possibile osservare che lo strato di fluido che si separa dal bordo di attacco si avvolge dolcemente in una spirale sopra la “strake”. A valle, vicino alla “fence” appare una piegatura nello strato separato. Questa piegatura evolve in un secondo vortice, ruotante nella stessa direzione del vortice principale. A questo punto la mutua interazione sposta il secondo vortice in alto e verso l’interno in un processo che lo porta ad orbitare attorno al vortice della “strake”. L’interazione distorce inoltre anche quest’ultimo, trasformando il suo nucleo in una tipologia elicoidale.

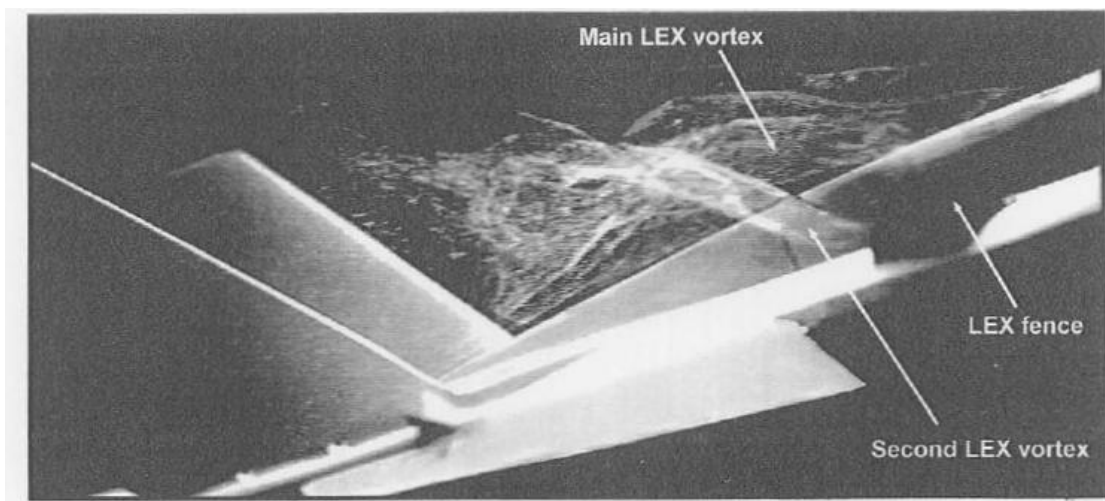


Figura – Visualizzazione in galleria dei due vortici che si formano dall'interazione del vortice della "strake" con la "fence"

Se andiamo ancora più a fondo osserviamo come tutto questo meccanismo sia originato dal "*fence vortex*", un vortice che viene a generarsi sul lato esterno della "*fence*" ed il cui senso di rotazione è opposto a quello degli altri due vortici.

Il "*fence vortex*" induce un flusso verso monte sulla superficie della "*strake*". Localmente in questa zona il flusso sperimenta un cambiamento dell'effettivo angolo di freccia. Questa variazione della freccia effettiva comporta una separazione del "*leading edge vortex sheet*" e la formazione di un nuovo vortice di bordo di attacco, il comportamento aerodinamico della "*fence*" è infatti simile a quello del "*kink*" sulle ali a doppia delta.

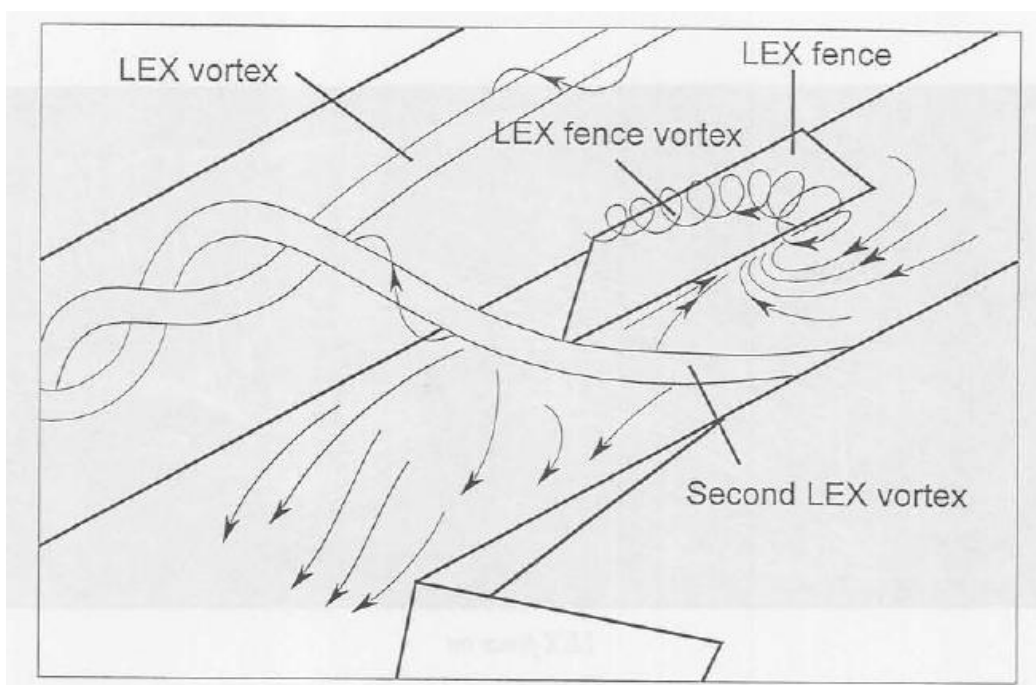


Figura – Schema del flusso che la "fence" origina interagendo con il vortice della strake

La "*fence*" quindi riduce l'intensità del vortice principale della "*strake*" causando una separazione nel "*vortex sheet*".

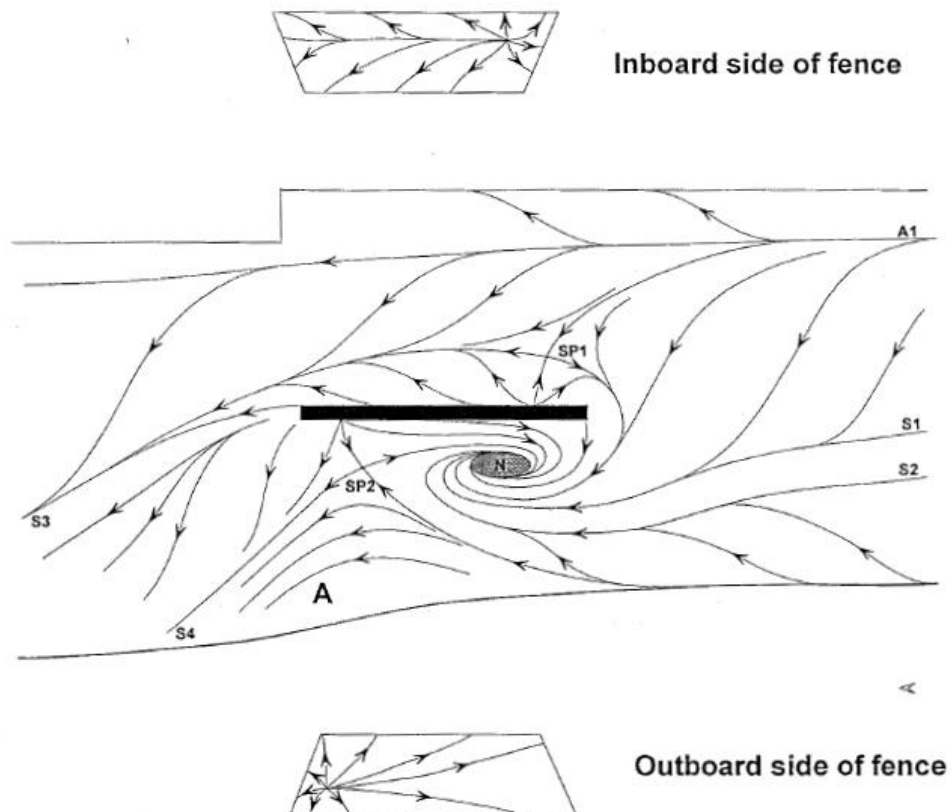


Figura – Andamento delle linee di corrente sulla superficie di una strake in cui vi è stata posta una “fence” di forma trapezoidale

Il risultato quindi è che la vorticità originale concentrata in un solo vortice viene ridistribuita fra due vortici e questo è sufficiente a ridurre la severità del “breakdown”, anche perché il secondo vortice attenua il gradiente di pressione positivo sul nucleo del vortice principale.

3 – ANALISI DEI CACCIA ATTUALMENTE IN SERVIZIO

Successivamente saranno analizzati i caccia in servizio più moderni, suddividendoli in base alla scuola di appartenenza, ovvero al paese in cui risiede l'ufficio tecnico che gli ha progettati. Abbiamo le seguenti categorie

- ✓ Scuola russa
- ✓ Scuola statunitense
- ✓ Scuola europea

Saranno presi in esame solo i modelli di ultimissima generazione che rappresentano il massimo delle prestazioni nel loro campo, e quindi che incorporano tutti i recenti sviluppi nel campo dell'aerodinamica.

3.1 – SCUOLA RUSSA

I portabandiera della scuola di progetto russa sono il *MiG 29* ed il *Su 27*, rispettivamente prodotti dagli uffici di progettazione *RSK MiG* e *Sukhoi*. Il loro design è pressoché identico e nella pratica differiscono solo per le dimensioni.

Alla base della filosofia di progetto russa vi è l'ampio ricorso al layout integrale che ha profondamente condizionato i progetti della 4° generazione e tutt'ora continua ad influenzare i futuri caccia di 5° generazione. Alla base della filosofia russa vi è inoltre il requisito di una manovrabilità elevata di tutti gli assi, sia corpo che vento, comprendendo anche le prestazioni in regime di post stallo, le quali i russi per primi hanno adottato sui loro aerei.

Grandissima importanza è stata riposta nell'aerodinamica, che infatti è migliore rispetto a quella occidentale. I caccia russi alle basse velocità sono nettamente superiori e senza l'ausilio di sistemi di controllo come il “*fly-by-wire*”, riescono ad avere inviluppi superiori in incidenza rispetto a tutti gli altri caccia senza il rischio di incorrere in “*flat spin*” o “*flameout*” dei motori.

Rispetto ai caccia occidentali tuttavia sono svantaggiati per quanto riguarda i pesi a vuoto delle cellule, che di norma sono superiori, anche perché l'utilizzo di materiali compositi si è affermato con un cospicuo ritardo.

Infine i russi sono i caccia migliori nelle prestazioni longitudinali della rotazione dell'asse corpo rispetto all'asse vento, fondamentale per la capacità di “*nose pointing*”. Questi infatti riescono in manovre che la loro controparte a stento riesce ad imitare con l'ausilio di spinta vettoriale.



Figura – I vari scatti rappresentano la manovra denominata “Cobra” nella sua evoluzione temporale. Questa è il tipico esempio dell’agilità dei progetti di scuola sovietica in cui gli aerei tollerano anche incidenze superiori ai 100°

3.1.1 – MIG 29M “FULCRUM” (МИГ 29 ИЗДЕЛИЕ 9.61)

Il MiG 29 è un caccia tattico leggero, monoposto, con un'architettura a “*blended wing body*”. La fusoliera è un “*lifting body*” e genera il 40% della portanza totale, percentuale che tende ad aumentare ad incidenze superiori ai 15°. Il progetto è nato come caccia frontale tattico ad elevata manovrabilità con i seguenti requisiti principali di progetto:

- ✓ Elevate capacità di “*dogfight*”, ovvero alto rateo di virata sostenuto ed istantaneo, alto livello di eccesso di potenza specifico sia in supersonico che in subsonico
- ✓ Capacità di operare da piste semi preparate, tipiche di un eventuale fronte del campo di battaglia
- ✓ Elevate capacità di intercettazione, quindi alto numero di Mach massimo, elevato rateo di salita, capacità supersoniche anche alle basse quote

Il caccia è uno dei migliori progetti aerodinamici della quarta generazione, insieme al suo gemello più grande *Su 27 Flanker*, ed alle basse velocità è superiore alle sue controparti statunitensi ed europee.

Fornito di ugelli di spinta vettoriale è in grado di ottenere un'elevata manovrabilità sia nel normale regime, in cui eccelle grazie alla sua raffinata aerodinamica, sia in capacità post-stallo.

È inoltre “*spin proof*”, ed anche senza comandi “*fly-by-wire*” è in grado di uscire da solo da una “*flat spin*” semplicemente riportando la barra di controllo in posizione neutra.

L'aereo inoltre anche senza l'ausilio della spinta vettoriale è in grado di compiere manovre di “*nose pointing*”.

Infine l'elevata velocità massima, Mach 2.35 a quote elevate, rende il progetto completo dal punto di vista del combattimento aereo.



Figura – MiG 29M, caccia monoposto per la superiorità aerea

3.1.1-1 – ANALISI GENERALE

Il *MiG 29M* è un caccia monoposto bimotore per superiorità aerea ed attacco al suolo, progettato con le specifiche di elevata velocità, elevato rateo di salita, ed elevata quota massima, per consentirgli di intercettare anche gli aerei spia più performanti. Data l'elevata velocità massima le prese d'aria sono a geometria variabile ed in grado di ottimizzare il rendimento di ri-compressione fino a Mach 2.3. Sono localizzate ventralmente in modo da minimizzare la distorsione del flusso nelle manovre ad elevate incidenze.

L'angolo di attacco limite è di 30°, in modalità normale, mentre se sono utilizzati anche gli ugelli orientabili, non vi sono restrizioni sull'incidenza ammissibile, e manovre come la “*Cobra*” sono eseguite in maniera molto fluida ed efficace.



Figura – Andamento temporale dell'assetto del MiG 29M mentre esegue la classica manovra "Cobra", con incidenza massima raggiunta pari a 120°

Il limite strutturale, come tutti i caccia della propria generazione, è di -3/+9 [g], tuttavia per problemi aeroelastici, oltre Mach 0.85, il computer di bordo limita l'angolo di attacco a non oltre i 15°.

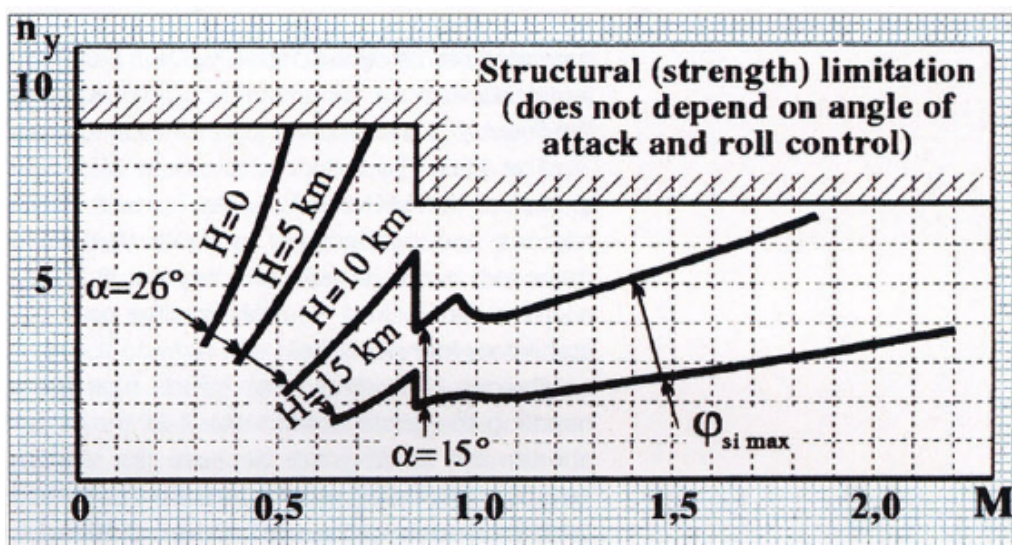


Figura – Diagramma di manovra del MiG 29M, nota che in questo caso non è compreso l'utilizzo della spinta vettoriale

Infine l'aereo è instabile longitudinalmente, ed è provvisto di spinta vettoriale in grado di aumentare le capacità di "nose pointing", già comunque marcate nella cellula di base.

3.1.1-2 – ASPETTI GEOMETRICI DELL'AERODINAMICA

La geometria del MiG 29M è stata progettata per promuovere le caratteristiche aerodinamiche alle elevate incidenze pur allo stesso tempo mantenendo possibili escursioni a medie incidenze nel campo transonico, e volo di crociera in campo bi-sonico.

Successivamente saranno analizzate le geometrie delle varie componenti della cellula, partendo dalle superfici portanti principali fino ad arrivare a quelle secondarie. Logicamente saranno tenuti presenti anche gli aspetti strutturali e dinamici con i quali l'aerodinamica è stata necessariamente integrata.

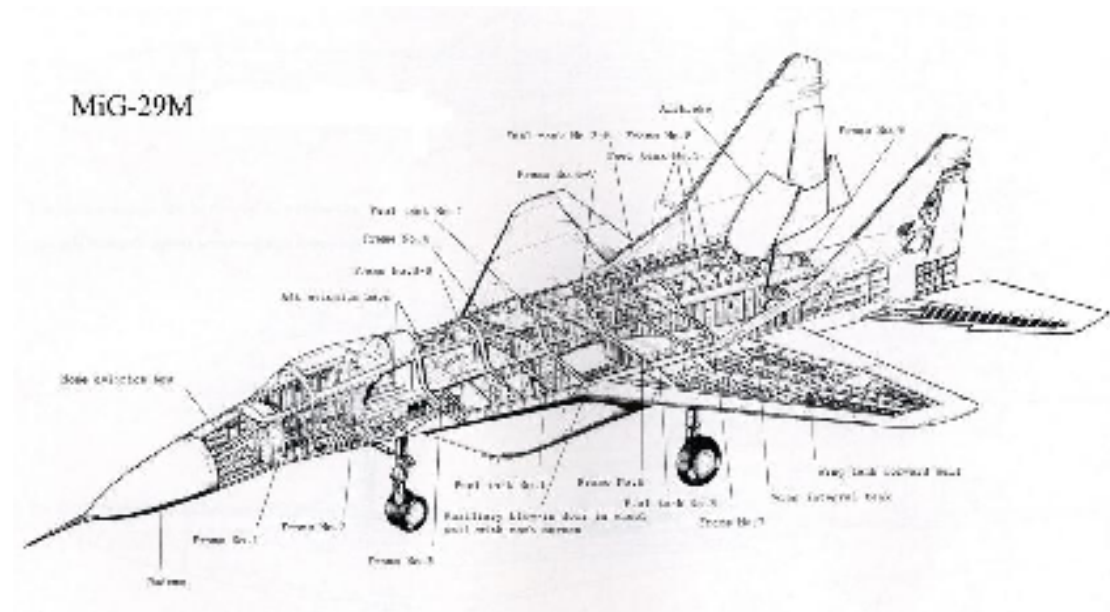


Figura – Schema tecnico

ALA

L'ala è una struttura a sbalzo di forma trapezoidale. I profili utilizzati sono i *TsAGI P177* con spessore percentuale del 6% alla radice e 4% all'estremità. Spessori ridotti di questo tipo sono necessari per il volo in supersonico e per non penalizzare l'aereo nelle manovre in campo transonico. Questa tipologia di profili è molto simile alla serie *NACA 64A* con C_l di design dell'ordine di 0.4. Progettati inizialmente per mantenere buona parte dello strato limite laminare, si sono rivelati poi anche un buon punto di partenza per la tipologia dei profili supercritici.

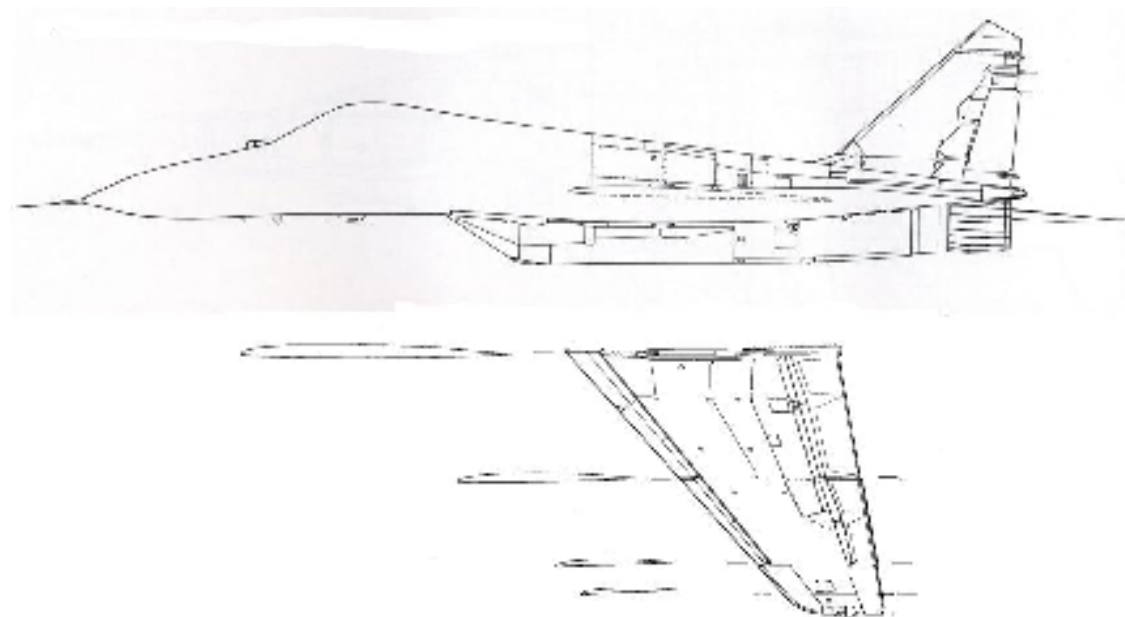


Figura – Vista in sezione dei vari profili utilizzati nella semiala

Oltre che a presentare ridotta resistenza alle condizioni di progetto, hanno il punto di massimo spessore intorno al 40% della corda, e una leggera curvatura della linea media verso il basso al bordo di uscita per sfruttare i vantaggi del “rear loading”.

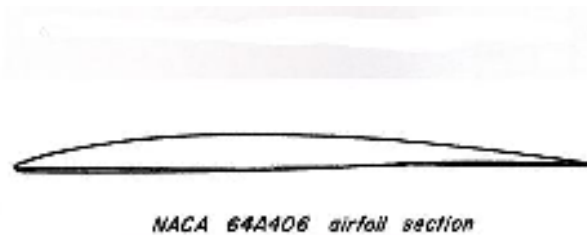


Figura – Schema di un tipico profilo della serie NACA64A

Dato il loro ridotto spessore percentuale, l’incidenza massima verrà raggiunta intorno agli 8°. Lo stallo è della tipologia di bordo di attacco, con la formazione di una bolla di ricircolo e la sua successiva esplosione, in quanto il raggio sulla punta del profilo, essendo spostato lo spessore verso valle, è abbastanza ridotto. Tuttavia questa peculiarità favorisce la separazione di bordo di attacco che ad incidenze più elevate rende più stabile il vortice che eventualmente viene a formarsi sull’ala.

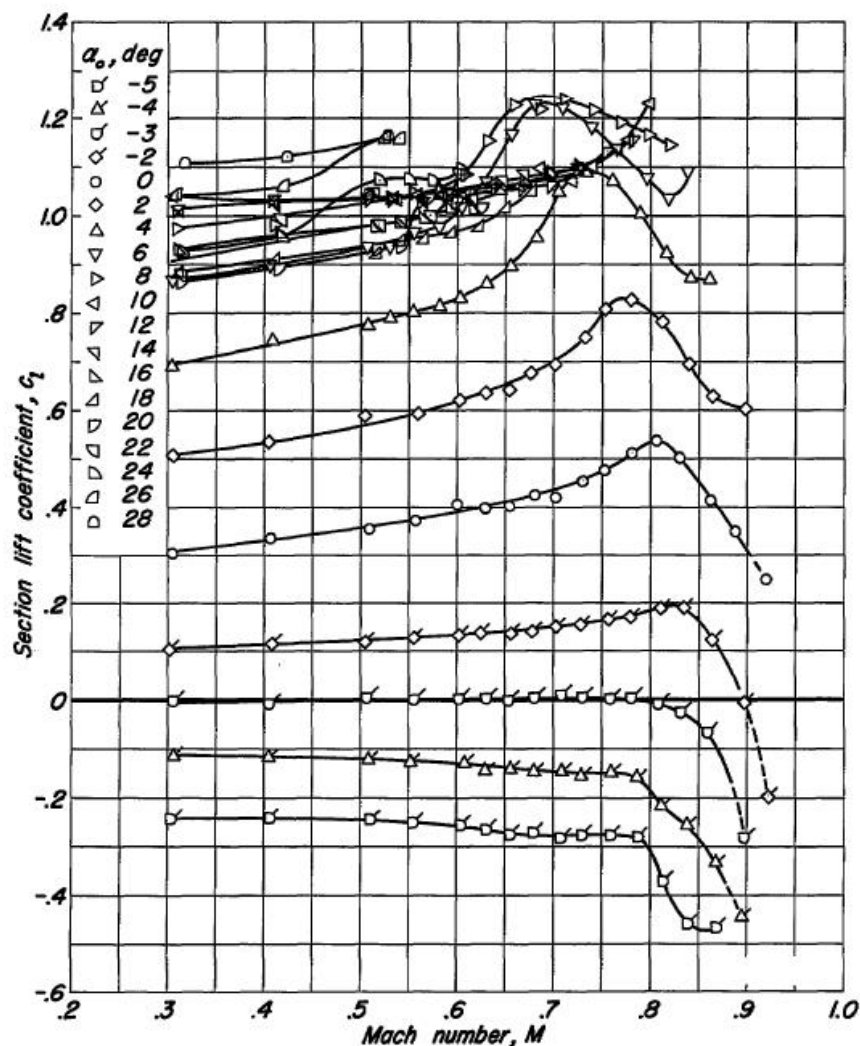


Figura – Andamento del coefficiente di portanza di un profilo NACA64A406, al variare dell’angolo di attacco e del numero di Mach

Il massimo valore del coefficiente di portanza è dell'ordine di 1.2. Per quanto riguarda la resistenza la figura sottostante ci fa vedere anche il suo andamento con il numero di Mach

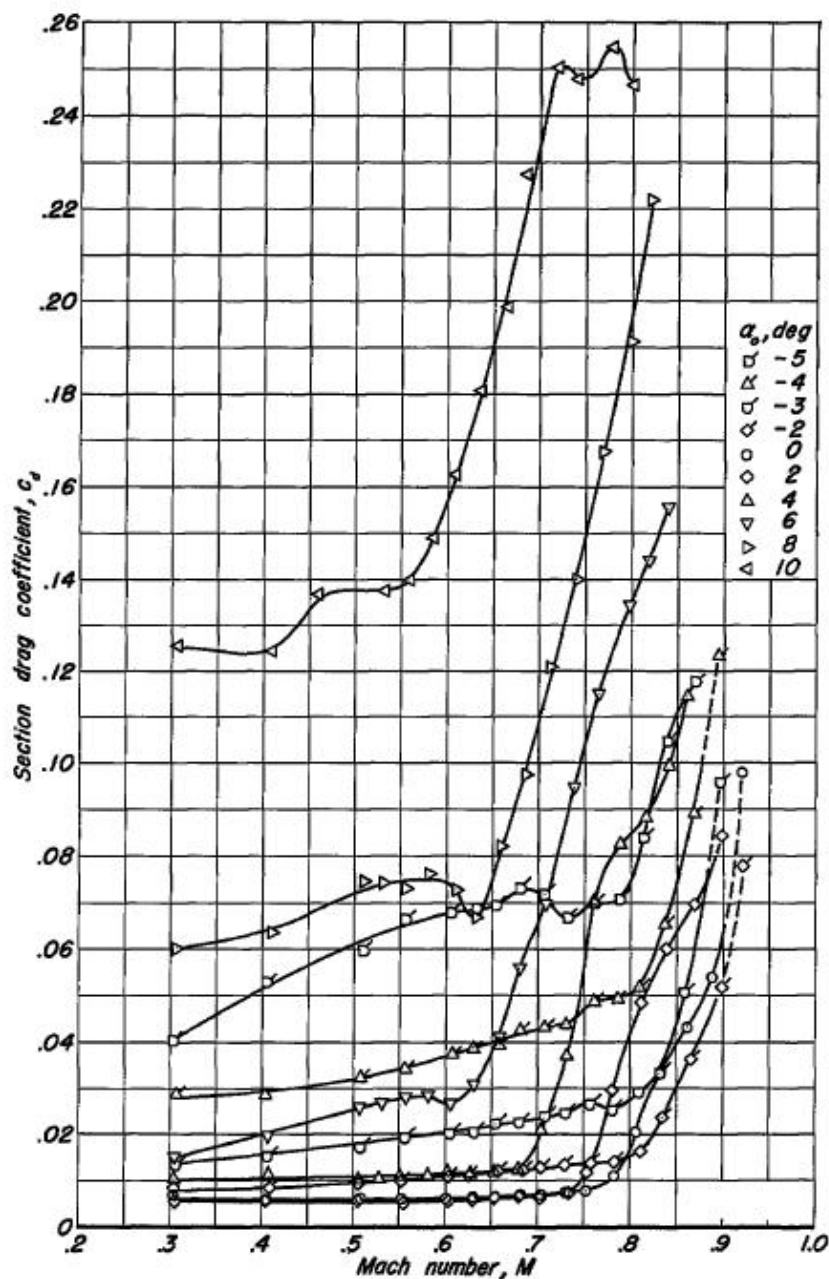


Figura – Andamento del coefficiente di resistenza al variare dell'incidenza e del numero di Mach per un profilo NACA64A406

Come si può vedere il Mach di “drag rise” passa da valori di 0.80 in condizioni di incidenza geometrica nulla, ma non portanza nulla data la curvatura, a 0.55 verso l'incidenza di stallo.

Per quanto riguarda la forma in pianta dell'ala, abbiamo una freccia al bordo di attacco di 42° , un angolo di diedro di -3° , ed uno svergolamento massimo in estremità di 4.6° per stallare prima alla radice e mantenere inalterato il controllo degli alettoni.

La superficie in pianta totale è di $38.056 [m^2]$, il che comporta un allungamento pari a 3.5, tipico per gli aerei di questa tipologia, compromesso fra prestazioni a basse velocità e prestazioni ad elevate velocità.

La freccia di 42° comporta, per la tipologia di profili installati su quest'ala, un'equivalente freccia aerodinamica, presa nel punto di massimo spessore, pari a 31.4° circa e quindi in prima approssimazione un rapporto $\frac{M_{cr}^{3D}}{M_{cr}^{2D}} = 1.16$. Questo implica un aumento fino a 0.93 del Mach critico ad incidenza nulla e 0.64 del Mach critico ad incidenza di stallo, fornendo quindi una incidenza critica per il Mach di “dogfight”, pari a 0.85, di circa 7° , più che sufficiente per raggiungere il fattore di carico limite della cellula, e quindi il massimo delle prestazioni di manovra ammissibili dell'aereo in transonico.



Figura – Semiala destra, si notano gli alettoni sull'esterno ed i flap sull'interno del bordo di uscita

Con una corda alla radice di $5.6 [m]$ e di $1.27 [m]$ all'estremità otteniamo un rapporto di rastremazione pari a 4.41.

L'ala ha una struttura a tre longheroni, con due falsi davanti alla “wing torsion box”, ed uno falso dietro di essa. Le centine sono in totale 16 e i pannelli dorsali utilizzano irrigidimenti per il rinforzo dell'ala. I pannelli alari sono collegati con la fusoliera con un aggancio quintuplo con tre ordinate (6, 6V, 7). L'ala quindi non è passante e lascia ampio spazio ai serbatoi di carburante in fusoliera.

Abbiamo inoltre dei dispositivi di bordo di attacco a due sezioni, mentre dispositivi di bordo di uscita ed alettoni sono a sezione singola.



Figura – Flap di bordo di attacco deflessi

Rispettivamente i flap di bordo di attacco vengono deflessi per un massimo di 20° ed hanno una superficie complessiva di $2.35 [m^2]$, mentre i flap di bordo di uscita sono deflessi fino ad un massimo di 25° ed hanno una superficie di $2.84 [m^2]$.



Figura – Vista frontale dei flap di bordo d'attacco, la cui deflessione in subsonico ha la funzione di "vortex flap", mentre eventualmente in supersonico di fornire una curvatura conica qualora venga eseguita una manovra

I flap di bordo di attacco vengono deflessi per ridurre la curvatura aerodinamica del profilo ed il loro controllo è completamente regolato dal computer di bordo.



Figura – I flap di bordo di uscita sono due singoli pezzi, uno per semiala, e vengono utilizzati esclusivamente in decollo e atterraggio

Per quanto riguarda gli alettoni con una superficie totale di $1.45 [m^2]$, possono essere deflessi di 15° verso l'alto e di 25° verso il basso, inoltre la loro deflessione viene annullata ogniqualvolta l'incidenza globale superi gli 8° , in quanto oltre non sarebbero più efficienti e fornirebbero consistenti problemi aeroelastici. Da quel punto in poi il controllo del rollio viene passato interamente ai piani di coda orizzontali.

FUSOLIERA

La fusoliera è progettata per essere un corpo portante. La sua struttura è del tipo “*semi-monocoque stressed-skin*” composta da dieci ordinate di forza. Dal punto di vista strutturale è composta da tre sottoinsiemi, la parte frontale fino all'ordinata di forza numero 4, la parte centrale che va dall'ordinata 4 all'ordinata 7, e la parte di coda che arriva fino all'ultima ordinata 10 ed incorpora le gondole dei motori.

Il radome dell'aereo ha una forma ad ogiva per ridurre al massimo la resistenza in supersonico, inoltre il tubo di *Pitot* in cima ad esso incorpora due alette laterali che fissano la separazione dei vortici ed evitano “*departures*” ad elevati angoli di incidenza in cui potrebbe svilupparsi uno “*shedding*” asimmetrico. Il rapporto di finezza è sufficientemente basso per ridurre al minimo l'eventuale formazione di instabilità idrodinamiche del flusso ad incidenze elevate.



Figura – Il radome del MiG 29M incorpora un tubo di Pitot fornito di due “strakes” laterali per ridurre le asimmetrie introdotte dall'asticella ad elevate incidenze in condizioni di imbardata nulla

Andando verso valle troviamo le “*LERX*” la cui superficie totale è di $4.71 [m^2]$. Questa parte della fusoliera collega il bordo di attacco dell'ala con il corpo centrale dell'aereo. La freccia al bordo di attacco in questa zona, pari a $73^\circ 30'$, e la sua forma appuntita fanno sì che vengano generati due vortici estremamente potenti che ri-energizzano il flusso dell'ala e provvedono essi stessi allo sviluppo di carico portante, favorendo le prestazioni alle elevate incidenze.



Figura – Il profilo delle “strakes” è estremamente appuntito per favorire il distacco del vortice

I vortici generati da queste “strakes” presenteranno il “breakdown” al bordo di uscita dell’ala intorno ai 10° , risalendo fino al bordo di attacco di questa intorno ad un’incidenza di 34° . Questo fa sì che nell’intero inviluppo di angolo di attacco (il computer di controllo in volo limita l’incidenza massima a 30°), il flusso è influenzato positivamente dal vortice della “strake”. Non abbiamo inoltre problemi di “buffeting” sui piani di coda verticali in quanto la freccia al bordo di attacco dell’ala è sufficiente a creare un vortice che nel range di incidenze da 10° a 30° sposta la traiettoria del vortice della “strake” leggermente verso l’esterno. Questo spostamento in apertura evita quindi che il nucleo del vortice diventato turbolento dopo il “burst” vada ad impattare direttamente con il piano di coda.



Figura – Spina dorsale del caccia

Ancora più a valle fra le ordinate 7 ed 8 troviamo l’aerofreno con una superficie totale di $1 \text{ [m}^2\text{]}$, la cui deflessione è contemporaneamente seguita dal contrasto automatico da parte del computer di bordo del conseguente momento di “pitch up”. La parte finale della fusoliera presenta una forma a “coda di castoro” in cui va a

raccordarsi anche la spina dorsale dell'aereo. Inoltre la buona porzione di superficie fra i due motori è estremamente utile in condizioni di angolo di attacco elevato, in quanto trovandosi dietro al baricentro dell'aereo, di per sé fornisce un elevato momento di “pitch down”.

Le gondole dei motori sono localizzate sotto alla fusoliera, per ridurre al minimo la mutua interferenza fra di esse. La loro posizione fa sì che anche in presenza di forti angoli di “sideslip” non ci siano problemi per la cattura del flusso.

Le prese d'aria sono a geometria variabile per il volo supersonico, e sono della tipologia a “quattro urti obliqui” che consentono una ri-compressione del flusso senza eccessive perdite.

Inoltre sul ventre di queste è presente un piccolo flap che si abbassa all'aumentare dell'incidenza favorendo l'ingresso di aria in condizioni di manovra.



Figura – Le prese d'aria dei motori hanno una tipica forma per il volo ad elevato numero di Mach. Inoltre la posizione ventrale minimizza le distorsioni del flusso all'entrata.

SUPERFICI DI CODA

Le superfici di coda orizzontali sono formate da due “tailerons” montati sui lati esterni delle gondole dei motori. La freccia al bordo di attacco è pari a 50° , l'angolo di diedro a $-3^\circ30'$, pari a quello dell'ala, e la superficie totale è pari a $7.1 [m^2]$. Il profilo è di tipo simmetrico, biconvesso, a ridotto spessore percentuale, un *TsAGI S-11S*. Inoltre è presente sul bordo di attacco una discontinuità a “dente di sega” che consente di aumentare l'incidenza di stallo della superficie.



Figura – Superficie di coda orizzontale con il bordo di attacco a dente di sega che ne aumenta l'angolo di stallo

Questi vengono mossi simmetricamente per comandi di beccheggio ed asimmetricamente per comandi di rollio. La loro deflessione massima è di 25° verso l'alto e 15° verso il basso in condizioni di decollo, mentre per il resto dell'involucro presentano un'escursione che va dai $17^\circ 45'$ verso l'alto a $5^\circ 45'$ verso il basso.

La coda verticale è a doppia deriva in modo da mantenere un'elevata controllabilità dell'aereo in regime supersonico e da far sì che, anche in condizioni di elevati “sideslip”, almeno una superficie veda sempre il flusso indisturbato. Ogni deriva posizionata all'esterno delle gondole dei motori ha un timone.

Queste superfici sono inclinate verso l'esterno di 6° , hanno una freccia di bordo di attacco di $47^\circ 50'$ ed un'area totale di $10.1 [m^2]$. Presentano inoltre una piccola “strake” alla radice, con una freccia di 75° , atta ad aumentarne l'autorità e la capacità di controllo direzionale ad angoli di imbardata più elevati.

L'estremità sono inoltre tagliate in modo da ridurre la resistenza in supersonico ed alleviare eventuali problemi aeroelastici, avvicinando la linea dei centri di pressione all'asse neutro.



Figura – Come la maggior parte dei caccia supersonici ad elevata manovrabilità, anche le superfici di coda del MiG 29M sono due

Per quanto riguarda i timoni questi sono estesi oltre il bordo di uscita delle derive per aumentarne la corda e quindi l'autorità. La loro superficie totale è di $1.25 [m^2]$ e la loro escursione massima è pari a $\pm 25^\circ$.



Figura – L'estensione, oltre il bordo di uscita della deriva, della superficie del timone serve ad aumentarne l'autorità ad elevate incidenze, o alle basse pressioni dinamiche

3.1.1-3 – ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO

Il flusso attorno all'aereo è abbastanza complicato e varia a seconda del regime di volo. Partendo dalle basse incidenze avremo un flusso attaccato sull'ala fino a 8° gradi di incidenza circa, con una cospicua componente parallela al bordo di attacco che tenderà ad inspessire lo strato limite verso l'estremità dell'ala e a promuovere la formazione del “tip vortex”. Sul dorso inoltre andrà ad agire il vortice rilasciato dalla

“*strake*” che fino ad un’incidenza di 10° rimarrà integro per tutta la lunghezza dell’ala.



Figura – L’influenza dei vortici delle “strakes” è intensa anche alle basse incidenze

L’eventuale deflessione di flap di bordo di attacco consentirà un aumento dell’incidenza critica dei profili ed una maggiore efficienza aerodinamica quando saranno sviluppati anche i vortici rilasciati dall’ala.



Figura – All’aumentare dell’incidenza sempre meno superficie alare risentirà dell’influsso benefico dei vortici prodotti a monte di essa

Aumentando l'incidenza da una parte il “*breakdown*” dei vortici delle “*strakes*” tenderà a risalire verso monte fino ad arrivare al bordo di attacco dell'ala, intorno ai 34° , dall'altra incominceranno a formarsi una coppia di vortici anche sull'ala, il cui “*burst*” avverrà all'incirca al 20% della corda in mezzeria dal bordo di attacco, intorno ai 12° , fino al raggiungimento del bordo di attacco stesso verso i 22° . In questo caso il vortice della “*strake*” e quello dell'ala interagiranno fra di loro assomigliando come comportamento a quello dell'ala a doppia delta.



Figura – Oltre i 30° oramai il vortice della “*strakes*” esplode prima del bordo di attacco dell'ala, diminuendo gli effetti benefici su di essa e causando un marcato momento di “*pitch-up*”

Per quanto riguarda il “*forebody*” i vortici da esso prodotti saranno completamente sviluppati intorno ai 20° . Di per se l'aggiunta dell'asticella sulla punta del naso aumenterebbe il rapporto di finezza del muso fino a 3.2, abbassando il valore a cui si presenta lo “*shedding*” asimmetrico ad un'incidenza intorno ai 30° , anche in presenza di imbardata nulla. Tuttavia l'aggiunta delle alette alla base del tubo di *Pitot* ridà stabilità al sistema, riavvicinandolo al rapporto di finezza originale di 2.2 e quindi all'incidenza di instabilità pari a 40° . Inoltre crea una coppia di vortici che interagisce con quelli a valle spingendoli verso il basso ed avvicinandoli alla superficie. Intorno ai 25° i vortici del “*forebody*” interagiranno con quelli delle “*strakes*” e saranno spinti verso il basso da queste, favorendo così l'aumento delle aspirazioni sulla parte centrale del dorso dell'aereo. Il resto dell'ala invece presenterà perlopiù una zona di flusso separato a bassa energia con poca produzione di portanza.



Figura – MiG 29M in una manovra ad incidenza elevata, si nota la leggera curvatura verso l'esterno del vortice della “strake” quando raggiunge il bordo di attacco dell’ala

Una volta che il “breakdown” del vortice delle “strakes” avrà raggiunto il bordo d’attacco dell’ala, questa perderà sempre di più la sua efficienza tendendo oramai a comportarsi semplicemente come una piastra posta trasversalmente al flusso.

In presenza di “sideslip” gli effetti sono differenti a seconda che si analizzino i singoli componenti. Come regola base abbiamo che l’angolo di imbardata tende, nella zona sopravento, ad aumentare la componente perpendicolare al bordo di attacco, mentre ne riduce quella parallela; nella zona sottovento logicamente avviene l’opposto. Il risultato quindi è la riduzione della freccia aerodinamica della zona sopravento.

Se la superficie ha una bassa freccia, questo porta ad una riduzione della componente trasversale di velocità, causa dell’ispessimento dello strato limite longitudinale, mentre aumenta la componente perpendicolare al bordo di attacco, aumentando quindi l’entità delle aspirazioni sui profili.

Per corpi a forte sviluppo longitudinale invece, essendo aumentata la freccia locale nella zona sottovento, è aumentata anche la velocità assiale del nucleo del vortice, alle spese della velocità rotatoria. Questo aumenta la stabilità del vortice ma ne riduce l’intensità. Con questa maggiore stabilità quindi il vortice sottovento esploderà più a valle rispetto al caso simmetrico. Infine deve essere considerato anche il fatto che l’aumento della freccia locale, ovvero della componente di velocità parallela al bordo di attacco, è proporzionale al seno dell’angolo di freccia, e quindi maggiore è questo e maggiori saranno gli effetti del “sideslip”. Detto questo possiamo andare ad esaminare la configurazione nel suo insieme.

Alle basse incidenze i vortici del “forebody” saranno a stento percettibili e la loro influenza sulla configurazione sarà minima. Diverso il caso dei vortici delle “strakes”. Questi infatti in presenza di angolo di imbardata incontreranno oltre che differenti condizioni durante la loro formazione, anche un differente campo di pressione sull’ala che ne condiziona il “breakdown”. La zona sopravento, arriverà al “burst” prima di quella sottovento, producendo tuttavia aspirazioni più marcate, inoltre il vortice sopravento andrà ad impattare direttamente sulla deriva corrispondente, che ne favorirà il “breakdown”.

Ad incidenze elevate, oltre i 20°, incominceranno a far sentire i loro effetti anche i vortici del “forebody”. In questo caso il centro del sistema tenderà a spostarsi verso il lato sottovento, avvicinando il vortice sopravento alla mezzeria. Tuttavia la posizione della “strake” rispetto al radome è bassa, quindi a valori di “sideslip” inferiori ai 5° il

vortice sottovento non sarà catturato dal corrispondente vortice della LEX. Andando a valle i due vortici interagiranno spostando il centro del sistema verso la zona sopravento producendo così un corrispondente momento stabilizzante che si opporrà a quello destabilizzante delle aspirazioni dirette dei vortici sul radome.

Aumentando l'angolo di imbardata la situazione risulterà diversa. A questo punto infatti il vortice sottovento verrà aspirato dal corrispondente vortice della "strake" e sarà velocemente dissipato a valle, mentre il vortice sopravento tenderà ad allontanarsi sempre di più dalla superficie, e corrispondentemente tenderà ad avvicinarsi alla mezzeria. Eventualmente potrà far risentire qualche blando effetto positivo di induzione del flusso sulla semiala sopravento anche se inferiore rispetto al vortice della "strake". Questa configurazione porterà ad uno spostamento a valle lieve del "breakdown" del sistema sottovento costituito dal vortice del "forebody" e da quello della "strake", viceversa per il vortice della "strake" sopravento che non presenterà alcuna interazione.

Ad incidenze elevate quindi la lunghezza del "forebody", abbastanza marcata, unita ad eventuali asimmetrie di costruzione ed ad elevato angolo di "sideslip" può essere sufficiente a generare una coppia de-stabilizzante nel canale latero-direzionale.

Aumentando il numero di Mach andremo incontro a problemi di comprimibilità, inoltre l'incidenza ammissibile sarà sempre minore, data la maggiore pressione dinamica. L'aereo infatti superato il valore di Mach 0.8 vede limitarsi l'angolo di attacco massimo intorno ai 15°.

In campo transonico fino a Mach 1.2, le frecce dell'ala e delle "strakes" sono sufficienti a far sì che alle basse incidenze la tipologia del flusso sia analoga a quella del subsonico, fatta l'eccezione col formarsi delle onde d'urto sui profili, le cui conseguenze tuttavia saranno mitigate dal vortice della "strake".

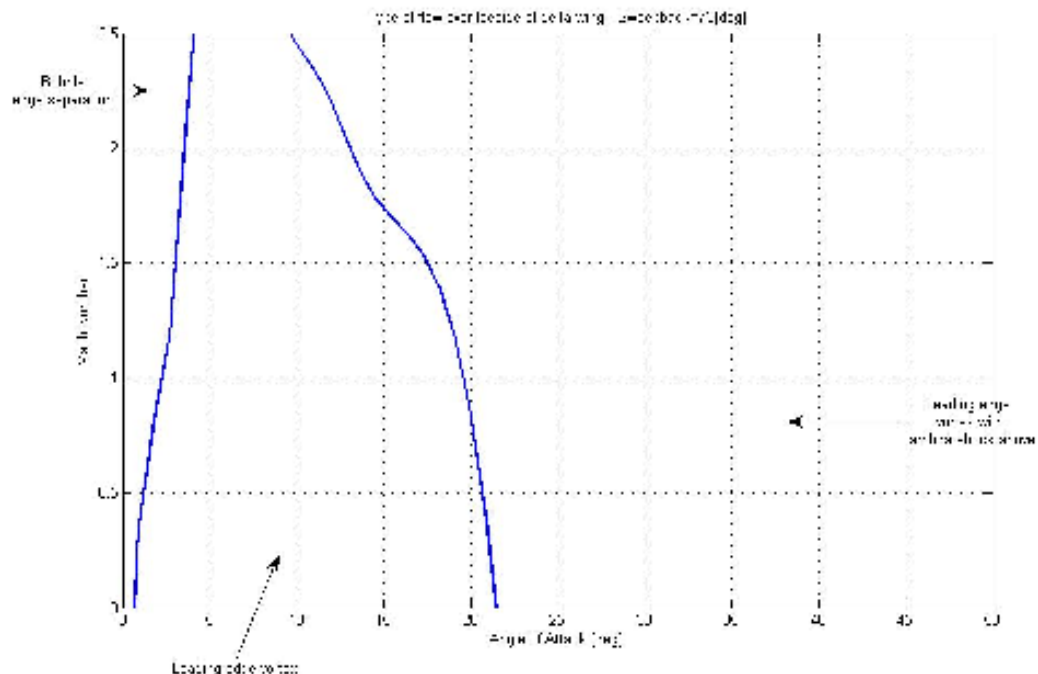


Figura – Campo di flusso a variare del numero di Mach e dell'incidenza per la "strake"

Aumentando l'incidenza tuttavia sul vortice della "strake" verrà a formarsi un'onda d'urto a lambda mentre sull'ala il vortice non è sufficientemente forte da provocare questo fenomeno. Passando al supersonico, il comportamento del flusso della

“strake” rimarrà invariato, mentre per l’ala a condizioni di crociera, ovvero Mach 2, il bordo di attacco sarà supersonico.

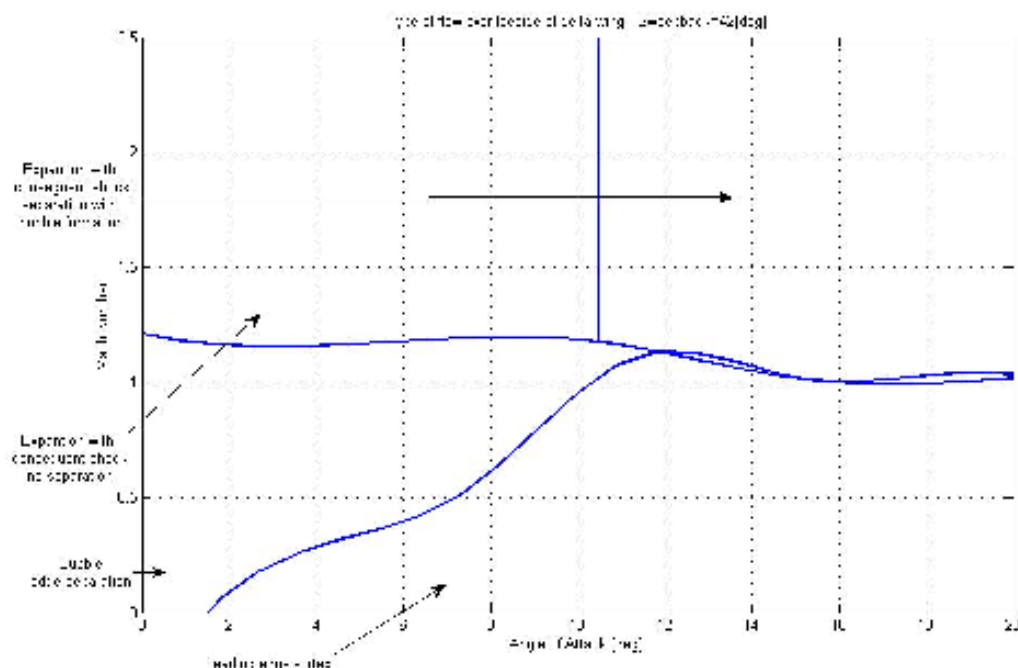


Figura – Campo di flusso a variare del numero di Mach e dell’incidenza per l’ala

Successivamente una volta espanso, il flusso andrà a ricompimersi con un debole urto. Aumentando l’incidenza oltre i 10° tuttavia l’urto sarà in grado di provocare dopo di se una piccola separazione a bolla.

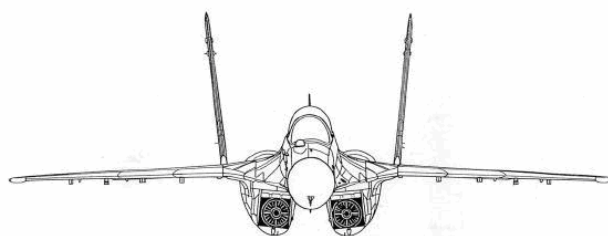
Essendo in questa situazione l’ala fuori dal proprio cono di Mach, per il volo in supersonico la posizione dei flap di bordo di attacco sarà portata in condizione di deflessione nulla.

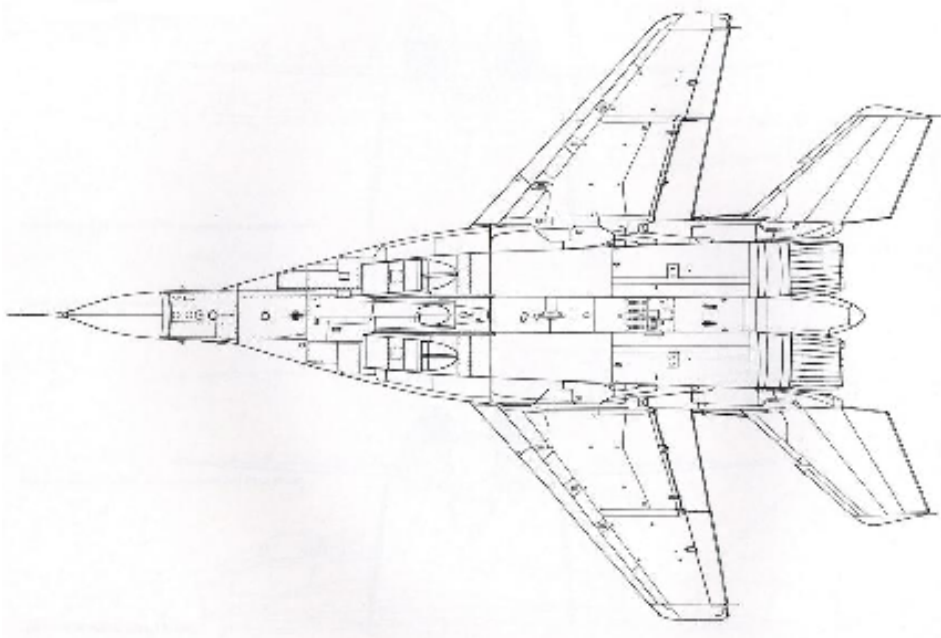
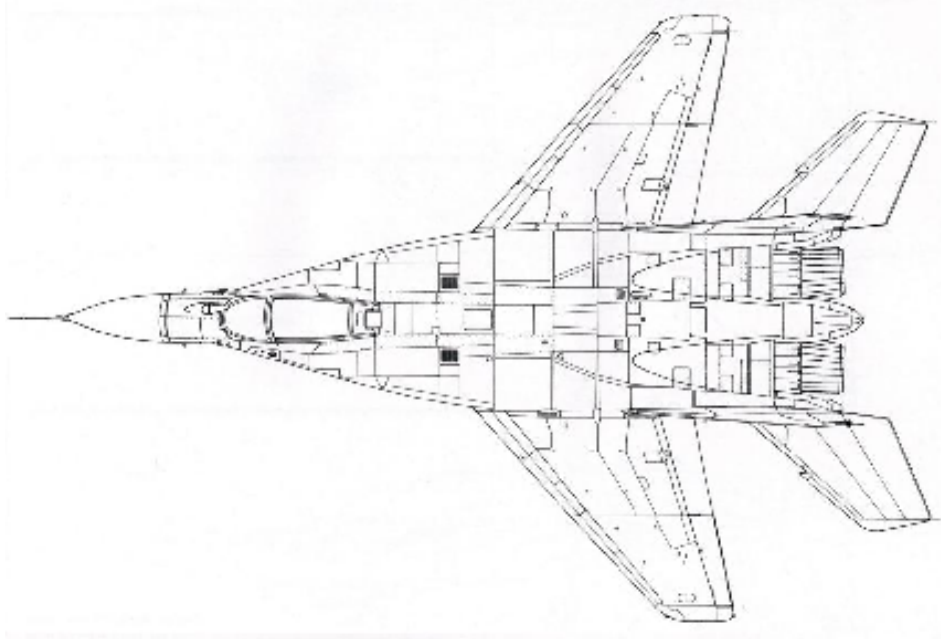
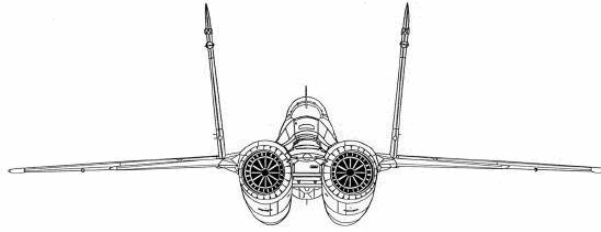
Infine l’intera configurazione tenderà a creare in supersonico un urto a cono con vertice nel muso, all’incirca di semiapertura pari a 30°.

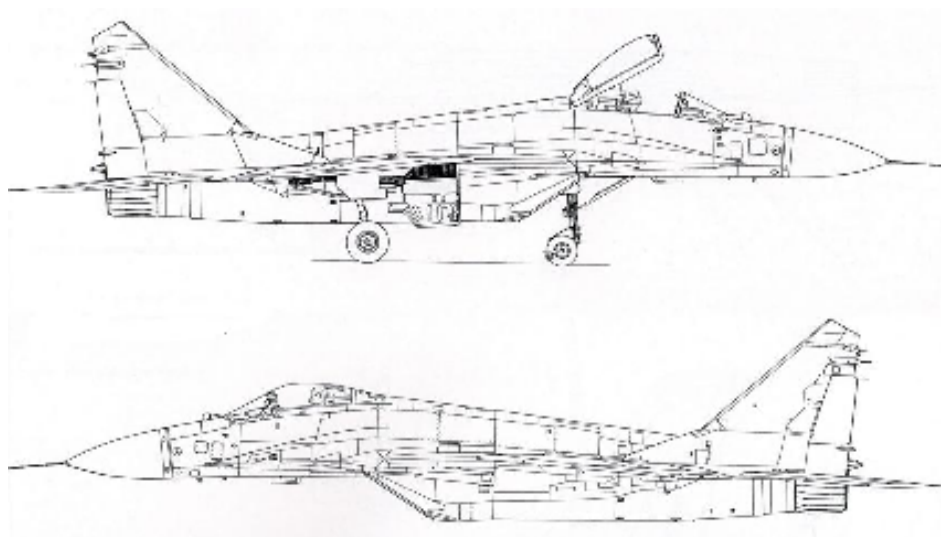
3.1.1-4 – DATI TECNICI RIASSUNTIVI

Successivamente saranno messi in evidenza le principali caratteristiche del caccia, sia geometriche che capacitive.

DISEGNI TECNICI







DATI GEOMETRICI

<i>PRINCIPALI CARATTERISTICHE GEOMETRICHE</i>	
<i>Lunghezza [m]</i>	17.32
<i>Larghezza [m]</i>	11.42
<i>Altezza [m]</i>	4.73
$S [m^2]$	38.1
$S_{Tail}^{Horizontal} [m^2]$	7.1
$S_{Tail}^{Vertical} [m^2]$	10.1
$S_{Rudder} [m^2]$	1.25
$S_{Aileron} [m^2]$	1.5
$S_{Canard} [m^2]$	/
$\frac{S_{Tail}^{Horizontal}}{S}$	0.186

$S_{Tail}^{Vertical} / S$	0.27
S_{Rudder} / S	0.033
$S_{Aileron} / S$	0.039
S_{Canard} / S	/

DATI TECNICI

Nella seguente tabella il peso $W_{Dogfight}$ è la somma dei seguenti valori

- ✓ Peso a vuoto operativo
- ✓ Peso di 4 missili, 2 a lungo raggio, 2 a corto raggio; nel caso seguente il *Vympel R 73* (105 [kg]) ed il *Vympel R 77* (175 [kg])
- ✓ Peso carburante all'inizio del combattimento, 2500 [kg] se il caccia è bimotore, 1250 [kg] se è monomotore
- ✓ Pesi rimanenti, solitamente armamento cannone più pilota, 200 [kg]

Per quanto riguarda il valore $T_{Dogfight}$, questo è il valore della spinta nominale moltiplicato per un fattore correttivo pari a 0.785, fattore empirico per calcolare la perdita di spinta rispetto a quella nominale nelle condizioni di combattimento ($h=3000$ [m], $Mach=0.80/0.85$).

La configurazione esaminata in questo caso monta due motori *Klimov RD 33MK*, ad ugelli orientabili omnidirezionali, corsa massima 15° , velocità massima di deflessione 60 [deg/s]

PRINCIPALI CARATTERISTICHE TECNICHE	
$W_{Operative}^{Empty}$ [kg]	11200
W_{Fuel}^{Max} [kg]	4460
$W_{Dogfight}$ [kg]	14460
$W_{Ordnance}^{Max}$ [kg]	4500

$W_{TakeOff}^{Max} [kg]$	23400
$T_{Dry} [Kg]$	11200
$T_{Afterburner} [Kg]$	18000
<i>Fattori di Carico Massimo</i>	+9/-3
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry}$	0.61
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner}$	0.98
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry} h = 0$	0.77
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner} h = 0$	1.24
$\left(\frac{W}{S}\right)_{Dogfight} [kg/m^2]$	432
<i>Quota Massima Operativa [m]</i>	17500
<i>Velocità Massima Limite (h=0 [m]) [km/h]</i>	1500
<i>Velocità Massima Limite (h=11000 [m]) [km/h]</i>	2400
<i>Mach Limite</i>	2.25



3.1.2 – SU 35 “FLANKER” (CYXON CY 27BM)

Il caccia è nato come la risposta alla specifica redatta dall’aeronautica russa, per un aereo che fosse in grado di contrastare l’*F 15 Eagle* statunitense. Il progetto quindi prevedeva elevate capacità di manovra in combattimento unite alla possibilità di intercettare aerei nemici ad elevate velocità e di scortare i bombardieri nelle lunghe missioni di attacco.



Figura – La linea elegante del Su 27 è molto simile a quella del suo collega più piccolo, il MiG 29

Questo ha fatto sì che l’aereo risultante fosse un intercettore pesante, di elevate dimensioni, con una grande capacità di carburante e di armamento trasportabili.

Tuttavia il *Flanker*, grazie alla sua aerodinamica raffinata, sviluppata insieme a quella del *MiG 29*, di cui ne è il gemello maggiore, è un caccia estremamente agile e si è rivelato superiore rispetto all’*Eagle* nel combattimento manovrato.

Queste peculiarità, unite alla stabilità longitudinale della cellula, hanno reso il *Su 35(Su 27)* il primo aereo di questa categoria in grado di eseguire la famosa “*Cobra maneuver*” in cui istantaneamente vengono raggiunte incidenze superiori ai 70° senza che la cellula entri in stallo o in avvistamento e senza ricorrere al supporto della spinta vettoriale.



Figura – La manovra “Cobra”

3.1.2-1 – ANALISI GENERALE

Il “*Flanker*” è un intercettore supersonico di elevate dimensioni. La cellula segue le caratteristiche tipiche del layout integrale con larghe “*strakes*” ed ala trapezoidale. Inoltre la fusoliera funge da corpo portante. La sua agilità deriva da un eccellente

progetto aerodinamico, instabile longitudinalmente, che ad incidenze estreme diventa stabile, e la superficie alare posta dietro il baricentro per fornire un adeguato momento di “pitch down” anche senza azionare il timone di profondità.

Ad aumentare l’agilità e le capacità post stallo contribuisce anche la spinta vettoriale, in cui gli ugelli possono muoversi di 15° verso l’alto e verso il basso, ma essendo ruotati verso l’esterno di 34°, sono in grado di esercitare forze in tutti e tre gli assi, beccheggio, imbardata e rollio.



Figura – Gli ugelli orientabili conferiscono un’agilità estrema all’aereo, di per se già molto manovrabile

Queste caratteristiche unite alle ottime capacità di spinta dei propulsori ed all’elevata efficienza e controllo aerodinamici, permettono al caccia di poter puntare il muso pressoché in ogni direzione il pilota voglia.

3.1.2-2 – ASPETTI GEOMETRICI DELL’AERODINAMICA

Il Su 35, è un caccia monoposto, progettato con le caratteristiche tipiche di un intercettore che tuttavia riesca a mantenere un’elevata capacità di manovra per gli scontri ravvicinati. Il suo disegno è molto simile a quello del MiG 29M, in quanto questi due aerei furono progettati all’unisono. Entrambi infatti fanno ricorso al layout integrale, e la tipologia dell’ala è molto simile, incorporano infatti lo stesso profilo. La differenza marcata fra i due sono le dimensioni. Il Flanker infatti è uno dei caccia più grossi mai entrati in servizio ed il suo compito principale è quello di intercettore pesante, a differenza del Fulcrum che invece è un caccia tattico medio.



Figura – Come si vede, le dimensioni del Flanker sono molto imponenti, anche se l'aereo conserva comunque l'agilità tipica della categoria

ALA

L'ala è una struttura a sbalzo raccordata alla radice con la fusoliera. I profili montati sono sempre i supercritici *TsAGI P177* per le cui caratteristiche si rimanda al paragrafo equivalente nella discussione del *MiG 29M*. Lo spessore percentuale varia da un 5% alla radice fino ad un 3% all'estremità, necessario per il volo in supersonico. Profili di questa tipologia raggiungono le condizioni di stallo intorno ai 7°, formando una bolla attorno al bordo di attacco. Il coefficiente di portanza massimo sarà dell'ordine dell'unità.

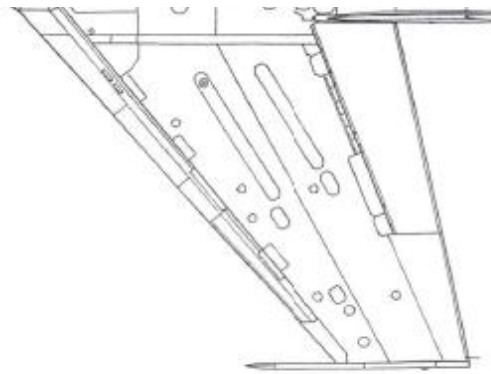


Figura – Forma in pianta della semiala, classica forma trapezoidale

Per quanto riguarda la forma in pianta dell'ala questa ha una freccia di bordo di attacco pari a 42° , implicando così una freccia aerodinamica di 31° , e quindi ad un rapporto $M_{cr}^{3D} / M_{cr}^{2D} = 1.16$, sufficiente per raggiungere il fattore di carico massimo in transonico (vedi l'analoga discussione fatta nel corrispondente paragrafo del *MiG 29M*). L'allungamento alare è di 3.5, il rapporto di rastremazione di 3.4, mentre la superficie totale è pari a $62.04 [m^2]$, garantendo quindi un carico alare molto basso ed ottime prestazioni di manovra. L'intera ala infatti è ottimizzata per fornire il massimo delle sue potenzialità a coefficienti di portanza elevati in campo transonico, mettendo in secondo piano i requisiti di volo supersonico, che infatti avviene con una cospicua parte dell'ala fuori dal cono di Mach ideale.



Figura – Come il Fulcrum, il Flanker monta una semplice ala di forma trapezoidale, ottimizzata per alti coefficienti di portanza in campo transonico

La parte esterna dell'ala è equipaggiata con dei flap di bordo di attacco che si estendono per l'intera apertura con una superficie totale di $4.6 [m^2]$, mentre sul bordo di uscita abbiamo un flap, di architettura semplice “single slotted”, il quale

viene anche utilizzato come alettone se deflesso asimmetricamente, la superficie totale è pari a $4.9 \text{ [m}^2\text{]}$.



Figura – I flap di bordo di attacco si estendono per l'intera apertura della semiala

I flap di bordo di attacco possono essere inclinati fino a 30° , mentre i “flaperons” hanno un’escursione pari a $+35^\circ/-20^\circ$. Entrambi le superfici possono essere utilizzate durante le manovre fino ad una velocità indicata di 860 [km/h] . Per quanto riguarda i flap di bordo di attacco questo limite è imposto in quanto oltre vanno incontro a problemi strutturali, inoltre non è più vantaggioso continuare ad utilizzarli; per i “flaperons” invece oltre questa velocità si avrebbero problemi aeroelastici (divergenza del comando di alettone), e il loro compito viene passato ai “tailerons” di coda.

FUSOLIERA

La fusoliera è una struttura raccordata con l’ala, suddivisa in cinque sezioni, il muso, la parte centrale, la parte di coda e le due gondole dei motori. Il “forebody” dell’aereo, con un rapporto di finezza pari a 1.84, incorpora un radome ad ogiva, per ridurre al minimo la resistenza d’onda in supersonico, inclinato verso il basso rispetto all’asse dell’aereo, di $7^\circ 30'$, per favorire la visuale del pilota.



Figura – Il “forebody” ha la classica forma ad ogiva, che è il corpo con minore resistenza d’onda assial-simmetrico, con area di base fissata

Andando verso valle si trovano le “strakes”, la cui freccia non è costante e varia in tre pezzi, leggermente curvati, nel primo, che è quello di lunghezza maggiore, abbiamo una freccia pari a 81° , nel secondo 67° , mentre la terza parte, che è la più piccola, ha una freccia di 90° .

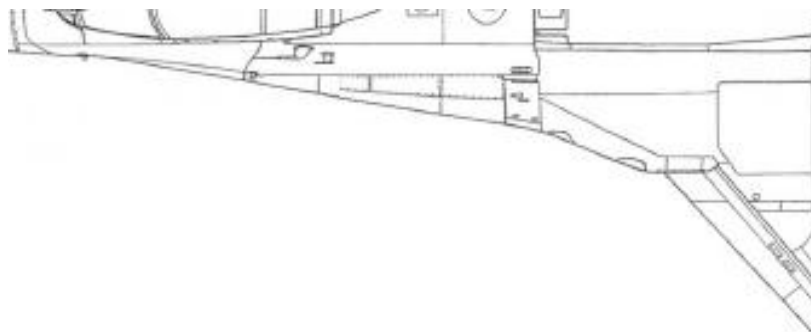


Figura – Forma in pianta della “strake”

Il profilo è appuntito per favorire la separazione dei vortici, e la loro forma tridimensionale è concava, per ridurre al minimo l’area sezionale. Andando oltre abbiamo il resto della fusoliera che comprende un’ampia superficie portante, con al centro la spina dell’aereo carenata, sempre secondo l’architettura integrale.



Figura – Il caccia incorpora ampi raccordi fra ala e fusoliera

Questa spina termina con un cono di coda che si estende oltre i motori, nel quale vengono alloggiati il paracadute di frenata in atterraggio ed alcuni sensori per controllare l'emisfero posteriore dell'aereo.



Figura – Cono di coda

Sotto la fusoliera in posizione ventrale troviamo le gondole dei motori, ampiamente spaziate per evitare interferenze aerodinamiche, inoltre a queste è stata applicata anche la “regola delle aree” per ridurre la resistenza in supersonico e transonico. Le prese d'aria sono, come nel caso del MiG 29M, a geometria variabile, a quattro urti.

Presentano inoltre delle grate sul ventre che si aprono automaticamente alle elevate incidenze per favorire l'afflusso d'aria, meno distorta possibile, ai motori.



Figura – Vista dal basso del Flanker che mostra le prese d'aria sul ventre del condotto motori aperte, per consentire un maggiore afflusso d'aria

SUPERFICI DI CODA

Le superfici di coda orizzontali consistono in due stabilizzatori interamente mobili, sia simmetricamente che asimmetricamente, per il controllo di beccheggio e rollio nell'intero inviluppo di volo. La freccia al bordo di attacco è di 45° , l'area totale è pari a $12.2 \text{ [m}^2\text{]}$. Per il comando di beccheggio l'escursione massima è $+20^\circ/-15^\circ$. Inoltre un eventuale momento di richiamo ad incidenze elevate è generato da buona parte dell'ala che in queste condizioni di volo si trova dietro al baricentro. Per il comando di rollio le superfici possono essere deflesse con una differenza massima di 10° .



Figura – Le superfici di coda orizzontali sono ad estremità tagliate per ridurre i problemi aeroelastici

Le superfici di coda verticali consistono in due derive trapezoidali, incorporanti anche i timoni. La freccia al bordo di attacco è di 40° , la superficie totale è di $16 \text{ [m}^2\text{]}$, mentre la superficie totale dei timoni è pari a $1.75 \text{ [m}^2\text{]}$. Inoltre per aumentare la stabilità direzionale alle elevate incidenze, quando i timoni verticali, la cui escursione massima è $\pm 25^\circ$ sono nella coda rilasciata dall'ala, l'aereo è provvisto di due pinne ventrali, di area totale pari a $1.25 \text{ [m}^2\text{]}$, localizzate sul lato esterno delle gondole dei motori sotto le derive di coda.



Figura – Nel suo intero inviluppo l'aereo dispone di un'elevata stabilità latero-direzionale, grazie alle ampie superfici di coda verticali, sia dorsali che ventrali, inoltre i timoni di ampia superficie offrono un'elevata autorità in imbardata

3.1.2-3 – ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO

Anche in questo caso la configurazione è di tipo a doppia delta, anche se le “strakes” del caccia presentano una geometria particolare. Il flusso sull'ala è attaccato fino a $7^\circ/8^\circ$ circa con una forte componente di velocità parallela al bordo di attacco. Non è stato introdotto svergolamento in quanto non essendovi superfici di controllo all'estremità non vi sono problemi nel ritardarvi la separazione. Inoltre questo permette di ottenere una distribuzione di portanza in apertura a portanza globale nulla, ottimale, riducendo così la resistenza anche nelle condizioni off-design.

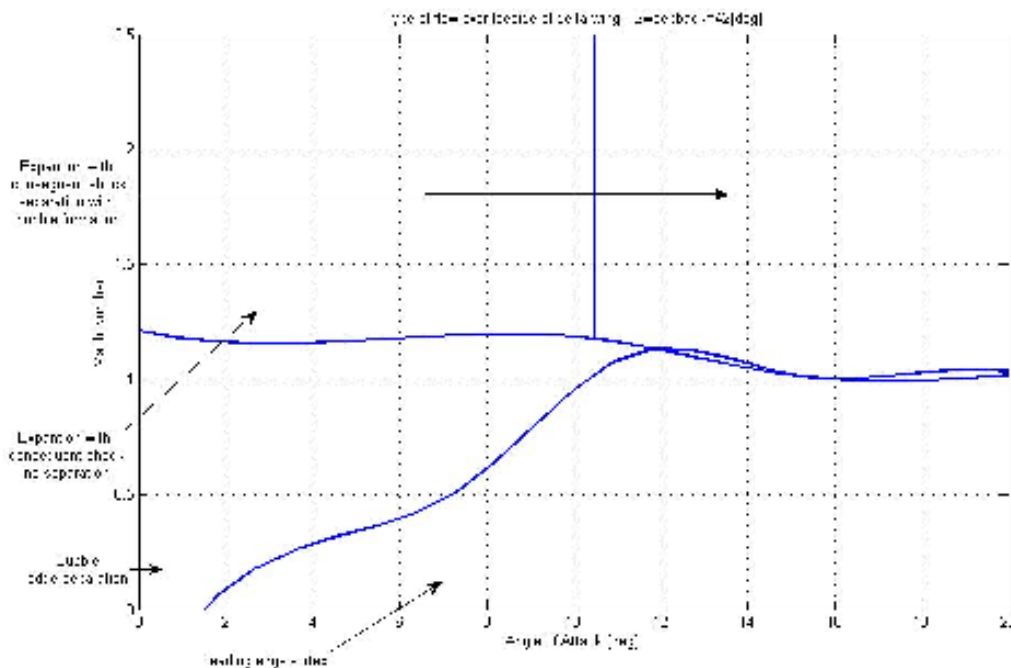


Figura – Campo di flusso a variare del numero di Mach e dell'incidenza per l'ala

Aumentando l'incidenza comincerà a formarsi il vortice vicino al bordo di attacco, tuttavia molto instabile data la bassa freccia, quindi il “burst” avverrà prima che la struttura abbia raggiunto il 30% della corda in mezzzeria. Il picco di aspirazione che viene a crearsi vicino al vertice dell'ala è in grado localmente di deviare la traiettoria del vortice proveniente dalla “strake”, aumentando la superficie globale dell'ala che risente del benefico effetto di ri-energizzazione del flusso. Arrivati intorno ai 18°, oramai il vortice dell'ala esploderà immediatamente subito dopo la formazione, destabilizzando il vortice della “strake” e anticipandone il “breakdown” al bordo di uscita che altrimenti avverrebbe intorno ai 25°. Proseguendo oltre il flusso sull'ala sarà pesantemente disorganizzato e la quasi totalità del carico prodotto provverrà dalle compressioni del ventre.

Per quanto riguarda il campo transonico, la tipologia di flusso è analoga a quella del *MiG 29M*, dato che i profili sono i medesimi. A incidenze basse, ovvero fino ai 10°, il flusso sarà attaccato, con un'onda d'urto vicino il bordo di uscita, che presenta una freccia per ridurre le perdite globali di quantità di moto. Andando oltre tenderebbe a formarsi il consueto vortice di bordo di attacco, anche se raramente l'aereo viene spinto oltre i 15°/18° in campo transonico, in quanto a quest'incidenza siamo già a fattori di carico vicini a quello limite.

In supersonico, alle basse incidenze ed alla velocità di crociera ($Mach = 2$), il bordo di attacco dell'ala sarà fuori dal cono di Mach ideale, quindi i profili presenteranno la consueta espansione seguita dall'onda d'urto di compressione.

Per quanto riguarda la “strake”, il flusso avrà un aspetto molto più complesso. Abbiamo infatti lungo tutto il suo bordo di attacco tre “kinks”, inseriti per ridistribuire la vorticità globale ed evitare che intensi livelli di turbolenza creati da un singolo vortice vadano a causare “buffeting” sui piani di coda verticali. La “strake” è a tipologia a doppia delta, 81°/67°, con le estremità tagliate, in gergo “cropped”, per far sì che in quella zona sia sempre e comunque prodotto un vortice che, oltre a stabilizzare il “breakdown” del sistema, con le sue aspirazioni tenda a spostare il vortice, proveniente da monte, verso il basso e verso l'esterno, aumentando il suo effetto benefico sul flusso dell'ala.

Il “*burst*”, del sistema globale, raggiungerà il bordo di uscita della “*strake*” intorno ai 25°. Prima sarà presente sull’ala a valle un sistema vorticale, formato da tre vortici che interagiscono tra di loro tramite il meccanismo di “*spiraling/coiling*”, il cui effetto principale sarà quello di spostare la linea di azione del sistema verso l’esterno impedendogli di andare a sbattere direttamente sul bordo di attacco della deriva. Raggiunti i 35°, il “*breakdown*” sarà passato oltre il primo “*kink*” e la tipologia di flusso diventerà semplicemente quella di un’ala a delta di 81°, il cui “*burst*” avverrà al bordo di attacco ad un’incidenza di 63°.

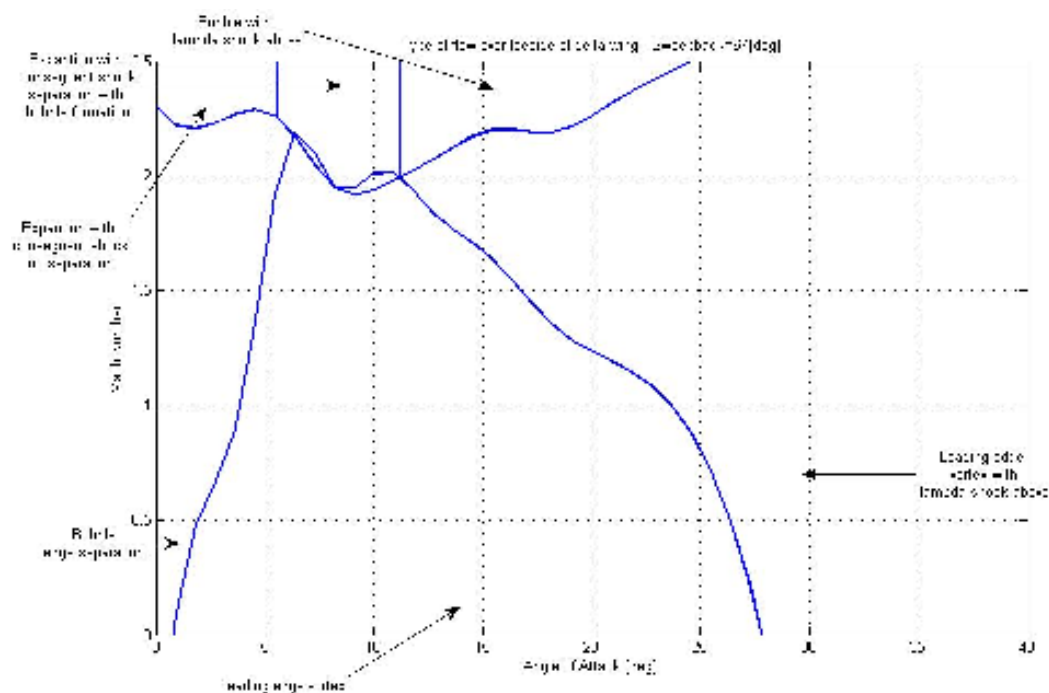


Figura – Campo di flusso a variare del numero di Mach e dell’incidenza per la “strake”, parte posteriore

Aumentando la velocità fino ai valori di crociera supersonica, la parte con freccia di 67°, tenderà a formare più una bolla di separazione che un vero e proprio vortice, degenerando in un urto seguito sempre da una bolla qualora l’incidenza si avvicini intorno ai 10°.

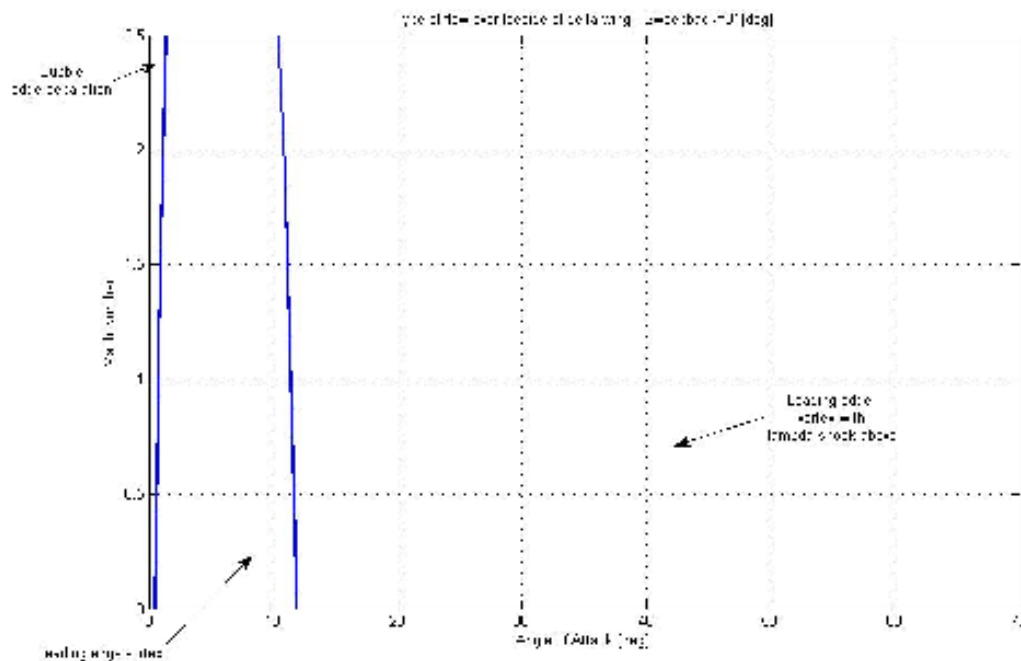


Figura – Campo di flusso a variare del numero di Mach e dell'incidenza per la “strake”, parte anteriore

In campo transonico invece, spingendo la “strake” ad incidenze superiori ai 25°, sarà possibile la formazione di un urto a lambda sopra il vortice emanato dalla parte di bordo di attacco a freccia di 67°. Per quanto riguarda invece la parte anteriore, con freccia di 81°, prima che il flusso incontri il “kink”, sopra il consueto vortice di separazione, aumentando l'incidenza oltre i 12°, verrà a formarsi un urto a lambda, date le intense accelerazioni che una freccia così elevata impone al flusso. Eventualmente fino ad incidenze pari a 30°/35°, la formazione di questo urto sarà ostacolata o impedita dall'effetto mitigante della coppia di vortici rilasciati dal “forebody” dell'aereo.

Il radome tenderà anch'esso a rilasciare una coppia di vortici che a valle saranno spinti verso il basso dai vortici delle “strakes”, facendoli avvicinare alla superficie, in modo che esercitino il loro effetto benefico sulla spina dorsale della fusoliera. Come nel caso del *MiG 29M*, avremo ad incidenze più basse una separazione a bolla, con una maggiore instabilità direzionale. Tuttavia in questo caso il rapporto di finezza del muso è estremamente ridotto, spingendo l'apparire di rilascio asimmetrico di vortici intorno ai 60° di incidenza, con deboli effetti.

Le superfici di coda verticali, contrariamente al caso del *MiG 29M*, non presentano un aumento di corda alla radice, in quanto sono aiutate nel loro compito dalle pinne ventrali, che inoltre assicurano che anche ad incidenze elevate vi sia una parte di deriva esposta al flusso indisturbato.

Per quanto riguarda il flusso del resto della fusoliera, dei piani di coda orizzontali, e degli effetti del “sideslip” essendo identici a quelli del *MiG 29M*, si rimanda al paragrafo su questo aereo per un'accurata descrizione.

3.1.2-4 – DATI TECNICI RIASSUNTIVI

Successivamente saranno messi in evidenza le principali caratteristiche del caccia, sia geometriche che capacitive.

DISEGNI TECNICI



DATI GEOMETRICI

<i>PRINCIPALI CARATTERISTICHE GEOMETRICHE</i>	
<i>Lunghezza [m]</i>	21.9
<i>Larghezza [m]</i>	15.3
<i>Altezza [m]</i>	5.9
<i>S [m²]</i>	62.04
<i>S_{Tail}^{Horizontal} [m²]</i>	12.2
<i>S_{Tail}^{Vertical} [m²]</i>	16
<i>S_{Rudder} [m²]</i>	1.75
<i>S_{Aileron} [m²]</i>	4.9
<i>S_{Canard} [m²]</i>	/
<i>S_{Tail}^{Horizontal} / S</i>	0.20

$S_{Tail}^{Vertical} / S$	0.26
S_{Rudder} / S	0.03
$S_{Aileron} / S$	0.08
S_{Canard} / S	/

DATI TECNICI

Nella seguente tabella il peso $W_{Dogfight}$ è la somma dei seguenti valori

- ✓ Peso a vuoto operativo
- ✓ Peso di 4 missili, 2 a lungo raggio, 2 a corto raggio; nel caso seguente il *Vympel R 73* (105 [kg]) ed il *Vympel R 77* (175 [kg])
- ✓ Peso carburante all'inizio del combattimento, 2500 [kg] se il caccia è bimotore, 1250 [kg] se è monomotore
- ✓ Pesi rimanenti, solitamente armamento cannone più pilota, 200 [kg]

Per quanto riguarda il valore $T_{Dogfight}$, questo è il valore della spinta nominale moltiplicato per un fattore correttivo pari a 0.785, fattore empirico per calcolare la perdita di spinta rispetto a quella nominale nelle condizioni di combattimento ($h=3000$ [m], $Mach=0.80/0.85$).

La configurazione esaminata in questo caso monta due motori *Lyul'ka-Saturn AL 31F izdeliye 117S*, ad ugelli orientabili omnidirezionali, corsa massima 15° .

PRINCIPALI CARATTERISTICHE TECNICHE	
$W_{Operative}^{Empty}$ [kg]	18000
W_{Fuel}^{Max} [kg]	11500
$W_{Dogfight}$ [kg]	21260
$W_{Ordnance}^{Max}$ [kg]	8000

$W_{TakeOff}^{Max} [kg]$	34500
$T_{Dry} [Kg]$	17600
$T_{Afterburner} [Kg]$	28000
<i>Fattori di Carico Massimo</i>	+9/-3
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry}$	0.65
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner}$	1.03
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry} h = 0$	0.83
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner} h = 0$	1.32
$\left(\frac{W}{S}\right)_{Dogfight} [kg/m^2]$	343
<i>Quota Massima Operativa [m]</i>	18000
<i>Velocità Massima Limite (h=0 [m]) [km/h]</i>	1400
<i>Velocità Massima Limite (h=11000 [m]) [km/h]</i>	2400
<i>Mach Limite</i>	2.25



3.1.3 – SU 35 “SUPER FLANKER” (CYXON CY 27M ИЗДЕЛИЕ Т 10М)

Il *Super Flanker* nasce come una modernizzazione del *Flanker*, aumentarne l’agilità e consentirne capacità di manovra fino ad incidenze di 120°, senza problemi di vibrazioni o di entrata in stallo profondo del veicolo. La prima modifica più evidente è l’aggiunta dei canard, il cui scopo principale è modificare il flusso aerodinamico, mentre quello secondario è di aiutare nelle manovre il timone di profondità.



Sono stati inoltre modificati i piani di coda verticali, le cui dimensioni maggiori consentono di mantenere stabilità direzionale ad incidenze più elevate. La spinta vettoriale è presente come nel caso del *Flanker* ed è completamente controllata dal computer di bordo.

Tutto questo rende il *Super Flanker* l’unico caccia tutt’ora esistente in grado di manovrare per qualche secondo ad incidenze pari a 180° senza entrare in stallo profondo o in vite.

3.1.3-1 – ANALISI GENERALE

Caccia per superiorità aerea, monoposto, il *Super Flanker* mantiene tutte le caratteristiche del *Flanker* normale eccezion fatta per l’aggiunta delle alette canard che modificano considerevolmente il campo aerodinamico dell’aereo. La tipologia del canard è quella “*close coupled*”, inoltre l’aereo mantiene anche le superfici di coda orizzontali.



Figura – Il Su 35 è uno dei rari casi di configurazione a tre superfici in tandem

Come il modello base il *Super Flanker* mantiene gli ugelli orientabili, ed in più aumenta la quantità di carburante imbarcata, grazie all'utilizzo di due nuovi serbatoi installati nelle derive, più grandi e con maggiore spessore percentuale rispetto al normale *Flanker*.

La migliore distribuzione dei carichi aerodinamici, dovuta ai canard, inoltre consente di aumentare il fattore di carico limite della cellula a +10 g senza dover aggiungere alcun rinforzo alle strutture. Anche la resistenza di trim è ridotta in quanto questa configurazione è molto più instabile nel canale longitudinale rispetto a quella di partenza.

3.1.3-2 – ASPETTI GEOMETRICI DELL'AERODINAMICA

L'aereo è molto simile al caccia *Flanker* ed infatti ne condivide anche la stessa sigla identificativa nel codice NATO. Per questo le parti simili non saranno analizzate.

ALA

L'intera ala non presenta modifiche rispetto al progetto del *Flanker* di partenza, perciò si rimanda ad esso per una completa descrizione.



Figura – L'ala del Super Flanker non è stata modificata rispetto al progetto originale

FUSOLIERA

L'intera fusoliera è identica al modello base, fuorché per la zona delle “*strakes*” dove sono introdotti i canard.



Figura – I canard sono raccordati con la “strake” a monte per una migliore gestione del flusso aerodinamico

Buona parte della “*strake*” con freccia di 81° è stata sostituita da un raccordo parabolico che termina con il bordo di attacco del canard. A valle di questo la parte a freccia di 90° è stata allungata e collega il bordo di attacco dell'ala con il bordo di uscita del canard.

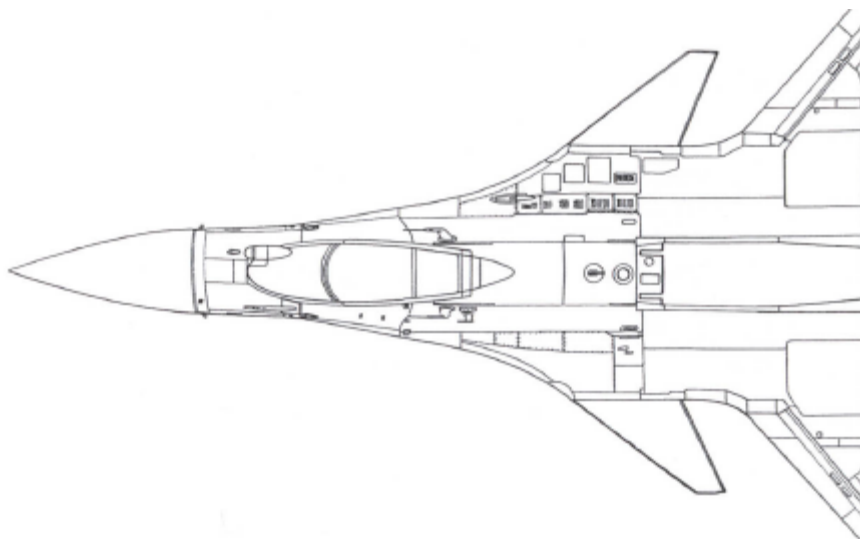


Figura – Schema tecnico del raccordo “strake”-canard, di tipo parabolico

Questi hanno una superficie trapezoidale con un'area totale di $3 \text{ [m}^2 \text{]}$ ed una freccia al bordo di attacco pari a $53^\circ 30'$. Le superfici sono controllate dal computer di bordo e la loro deflessione massima è pari a $+3^\circ 30' / -51^\circ 30'$.

I canard infine presentano un piccolo angolo di diedro positivo, introdotto per imporre un gap verticale fra il centro del vortice da esso prodotto ed il piano dell'ala, come la dottrina del “*close coupled canard*” impone per il posizionamento ottimale della configurazione.

SUPERFICI DI CODA

Le superfici di coda orizzontali sono invariate rispetto al modello base ed ad esso si rimanda per un'accurata descrizione.



Figura – Le superfici di coda verticali sono più grosse rispetto a quelle del modello base

Per quanto riguarda le superfici verticali, queste sono state rialzate e ne è stata modificata l'estremità, rendendola diritta. Anche lo spessore percentuale alla radice è stato aumentato di 2 unità per consentire stabilità direzionale ad incidenze maggiori.

3.1.3.3 – ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO

Il flusso presenta differenze dal modello base solo nella zona della “*strake*”. Per il resto si rimanda alla descrizione del *Flanker* per un’analisi dettagliata.

Nella prima parte della “*strake*”, la cui freccia è di 81° , viene prodotto il consueto vortice che si muove verso valle fino a quando non incontra il bordo di attacco del canard. Qui il vortice prodotto spingerà verso il basso quello della “*strake*” che sarà tenuto vicino alla superficie anche ad elevate incidenze. Il canard infatti viene deflesso verso il basso all’aumentare dell’angolo di attacco, di modo che fino ad un’incidenza di circa 60° , possa produrre un vortice coerente che si trascini verso valle. La zona dopo il canard invece funge da “*feeding sheet*” per un altro vortice la cui funzione è quella di stabilizzare il sistema come nel caso del modello base.



Figura – Il vortice della “*strake*” viene mantenuto vicino alla superficie anche alle alte incidenze grazie al “*downwash*” del canard

Il “*burst*” del vortice a monte del canard arriverà ad un’incidenza intorno ai 15° , dato che localmente la freccia è solo di 53° . Tuttavia il sistema risulterà stabilizzato dal flusso di aria proveniente dal gap fra canard e “*strake*”, che consente di ridurre l’entità del “*breakdown*” e della perdita di portanza. Aumentando oltre l’incidenza si avrà uno spostamento a monte del “*burst*” che raggiungerà l’apice della “*strake*” intorno ai 60° .

Per quanto riguarda il canard questo continuerà a produrre un vortice fino a quando la sua incidenza effettiva non raggiungerà i 15° , oltre tenderà ad indebolirsi, fino a scomparire intorno ad un’incidenza di 25° .

Il suo principale vantaggio è l’imposizione di un intenso “*downwash*” sui vortici provenienti dalla “*strake*” e dal “*forebody*”, catturando l’intero sistema e spingendolo verso il basso il quale invece tenderebbe ad allontanarsi dalla superficie.

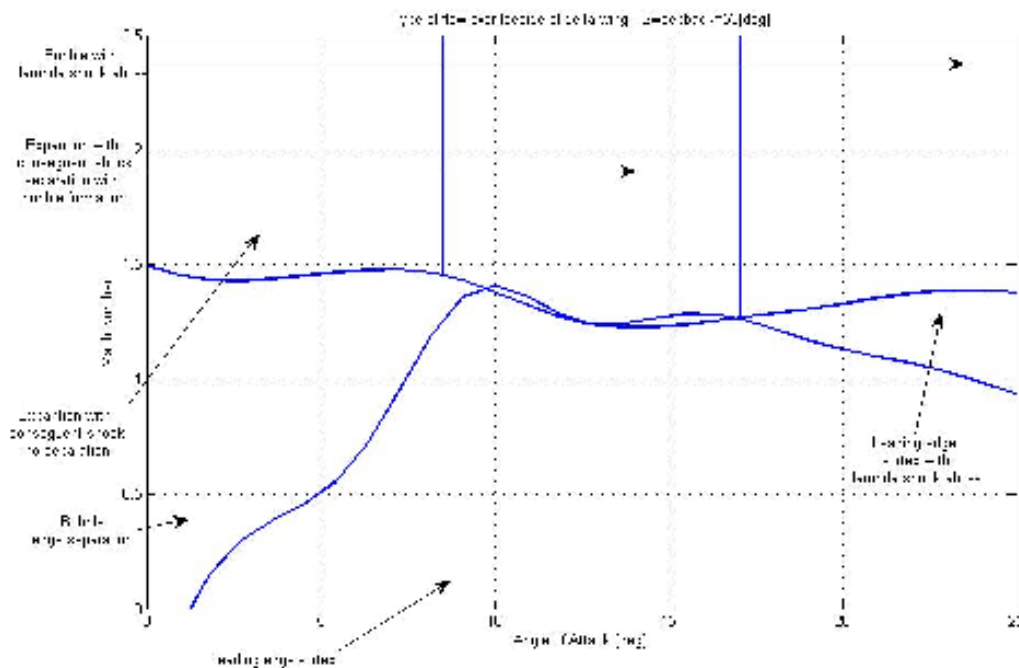


Figura – Campo di flusso a variare del numero di Mach e dell'incidenza per il canard

All'aumentare del numero di Mach fino alle condizioni di crociera supersonica, il canard lavorerà con un flusso supersonico su buona parte della sua superficie, e questo spiega lo spessore percentuale del suo profilo, simmetrico, intorno al 3%. Per il resto dell'involuppo di volo il computer di bordo è programmato per deflettere il canard in modo che la sua incidenza effettiva sia tale da fargli produrre il consueto vortice di bordo di attacco con un'intensità tale che riesca a sopravvivere a valle per esercitare il suo influsso benefico sul sistema vorticale proveniente da monte. Quindi in subsonico il canard lavorerà ad un'incidenza intorno ai 10°, eccezion fatta per manovre estreme in cui raggiungerà anch'esso valori di incidenza superiori ai 50° nonostante la sua ampia deflessione disponibile verso il basso.



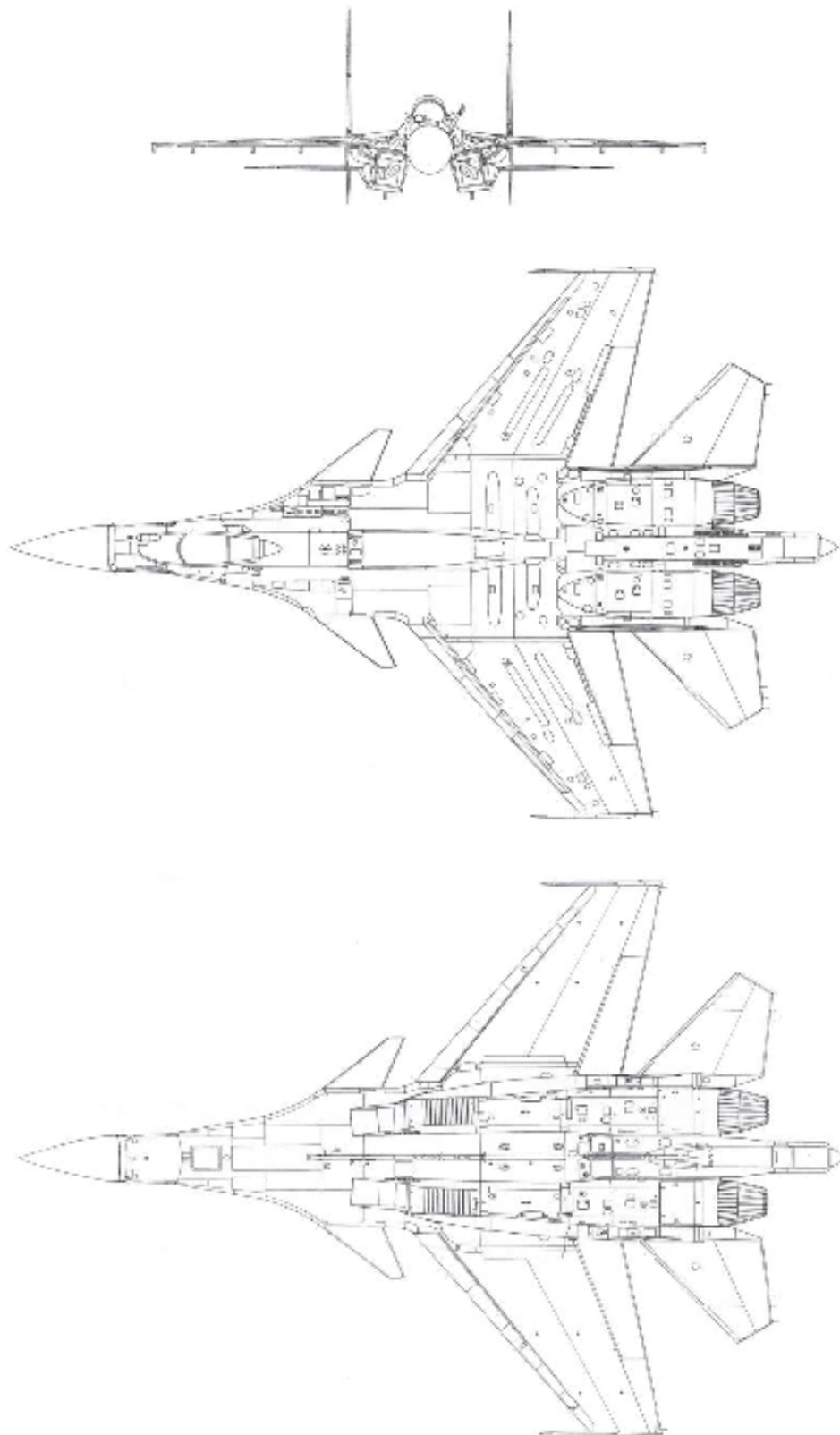
Figura – Come si vede ad incidenze estreme la deflessione del canard verso il basso è abbondante e ben visibile

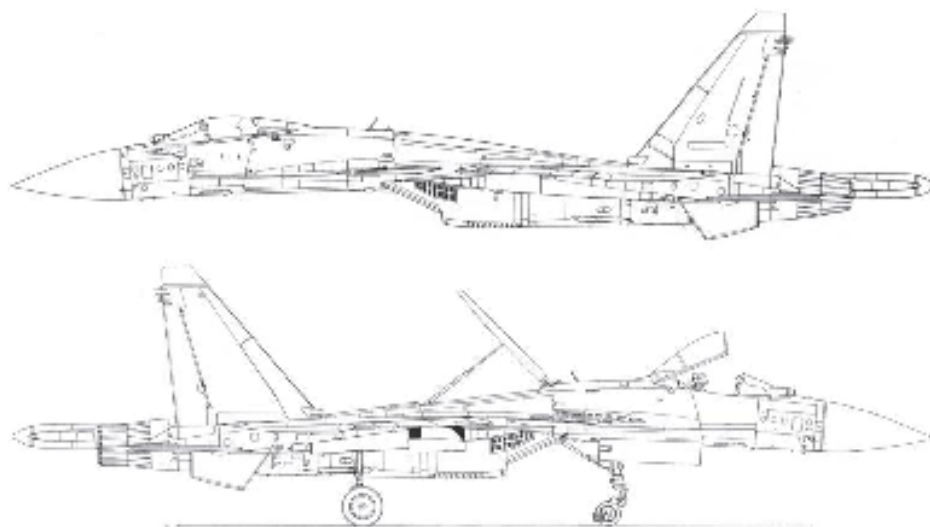
In transonico ed in supersonico la sua deflessione sarà tale da consentirgli di svolgere il lavoro di superficie di trim.

3.1.3-4 – DATI TECNICI RIASSUNTIVI

Successivamente saranno messi in evidenza le principali caratteristiche del caccia, sia geometriche che capacitive.

DISEGNI TECNICI





DATI GEOMETRICI

<i>PRINCIPALI CARATTERISTICHE GEOMETRICHE</i>	
<i>Lunghezza [m]</i>	22.18
<i>Larghezza [m]</i>	14.698
<i>Altezza [m]</i>	6.34
<i>$S [m^2]$</i>	62.04
<i>$S_{Tail}^{Horizontal} [m^2]$</i>	12.2
<i>$S_{Tail}^{Vertical} [m^2]$</i>	18
<i>$S_{Rudder} [m^2]$</i>	1.75
<i>$S_{Aileron} [m^2]$</i>	4.9
<i>$S_{Canard} [m^2]$</i>	3

$S_{Tail}^{Horizontal} / S$	0.20
$S_{Tail}^{Vertical} / S$	0.29
S_{Rudder} / S	0.03
$S_{Aileron} / S$	0.08
S_{Canard} / S	0.048

DATI TECNICI

Nella seguente tabella il peso $W_{Dogfight}$ è la somma dei seguenti valori

- ✓ Peso a vuoto operativo
- ✓ Peso di 4 missili, 2 a lungo raggio, 2 a corto raggio; nel caso seguente il *Vympel R 73* (105 [kg]) ed il *Vympel R 77* (175 [kg])
- ✓ Peso carburante all'inizio del combattimento, 2500 [kg] se il caccia è bimotore, 1250 [kg] se è monomotore
- ✓ Pesi rimanenti, solitamente armamento cannone più pilota, 200 [kg]

Per quanto riguarda il valore $T_{Dogfight}$, questo è il valore della spinta nominale moltiplicato per un fattore correttivo pari a 0.785, fattore empirico per calcolare la perdita di spinta rispetto a quella nominale nelle condizioni di combattimento ($h=3000$ [m], $Mach=0.80/0.85$).

La configurazione esaminata in questo caso monta due motori *Lyul'ka-Saturn AL 31FU*, ad ugelli orientabili omnidirezionali, corsa massima 15° .

PRINCIPALI CARATTERISTICHE TECNICHE	
$W_{Operative}^{Empty}$ [kg]	18400
W_{Fuel}^{Max} [kg]	10100
$W_{Dogfight}$ [kg]	21660

$W_{Ordinance}^{Max} [kg]$	8000
$W_{TakeOff}^{Max} [kg]$	34000
$T_{Dry} [Kg]$	17600
$T_{Afterburner} [Kg]$	28000
<i>Fattori di Carico Massimo</i>	-3/+10
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry}$	0.64
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner}$	1.01
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry} h = 0$	0.81
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner} h = 0$	1.28
$\left(\frac{W}{S}\right)_{Dogfight} [kg/m^2]$	349
<i>Quota Massima Operativa [m]</i>	17200
<i>Velocità Massima Limite (h=0 [m]) [km/h]</i>	1380
<i>Velocità Massima Limite (h=11000 [m]) [km/h]</i>	2500
<i>Mach Limite</i>	2.35



3.2 – SCUOLA STATUNITENSE

La quarta generazione statunitense nacque, verso la fine degli anni '60, grazie agli studi condotti da un gruppo di piloti ed ingegneri, soprannominati la “*mafia dei caccia*”, capeggiati dal Maggiore *John R. Boyd*, un pilota dell’*USAF*.

Questo gruppo ideò il concetto di “*manovrabilità energetica*” ed evidenziò come la nuova generazione di caccia statunitensi sarebbe stata in grado di ottenere la supremazia aerea solo se fosse stato esaltato il concetto di manovrabilità del vettore velocità e la capacità di gestire l’energia globale dell’aereo, cercando di ottenere nell’intero inviluppo di volo un eccesso di spinta specifico superiore a quello degli ipotetici avversari.

L’importanza di questo fattore fu subito chiara all’industria aeronautica americana e difatti ne è diventato il marchio di fabbrica.

La scuola statunitense infatti pone un elevato importanza alle capacità di agilità del vettore velocità. Tuttavia non ha mai raffinato, come la controparte russa, le capacità di “*nose pointing*” ed infatti i caccia americani hanno ottime prestazioni fino a quando non raggiungono le condizioni di portanza massima. A quel punto diventano poco controllabili e l’unica alternativa del pilota è quella di interrompere la manovra e tornare ad un assetto più canonico, a differenza degli aerei russi, le cui capacità post-stallo sono sempre state un elemento fondamentale.

Solo con l’avvento della quinta generazione i progettisti americani hanno incominciato a dotare i loro aerei di capacità post-stallo.

Tuttavia le industrie statunitensi, a differenza di quelle ex-sovietiche, hanno sempre avuto degli ottimi risultati per quanto riguarda l’avionica ed infatti sono stati i primi a costruire aerei “*fly-by-wire – full authority*” introducendo il concetto di “*carefree handling*” e di riduzione del carico di lavoro del pilota nelle situazioni impegnative, come quelle di un duello aereo.



Figura – Il Raptor è il progetto in cui sono confluite tutte le conoscenze più profonde dell’industria aeronautica statunitense, per dar origine ad un nuovo concetto: “air dominance fighter”

3.2.1 – BOEING (MCDONNELL DOUGLAS) F 15C “EAGLE”

Il caccia è stato il primo progetto occidentale con la specifica sia di intercettore sia di “dogfighter”. Questo ha portato l’*Eagle* ad essere il capostipite della generazione dei caccia progettati per massimizzare l’agilità del vettore velocità.



Figura – L’Eagle ha introdotto il concetto di “caccia per supremazia aerea”

Tutt’ora rimane l’aereo con il miglior rateo di abbattimenti effettuati/perdite subite; al momento sono stati abbattuti in vari scontri aerei oltre 100 caccia nemici senza che nessun *Eagle* sia stato abbattuto.

3.2.1-1 – ANALISI GENERALE

Il caccia, monoposto nato per contrastare il sovietico *MiG 25 Foxbat*, è principalmente un intercettore a cui è stato aggiunto anche il requisito di elevata manovrabilità. Questo ha comportato la scelta di un’elevata velocità massima, un elevato rateo di salita, un’elevata quota di tangenza massima. Inoltre per massimizzare le capacità di “dogfight” sono stati scelti un basso carico alare ed un elevato rapporto di spinta peso, per rendere ottimali le prestazioni di virata sostenuta.



Figura – Come si vede l'Eagle incorpora un'ampia superficie alare

Tuttavia i requisiti di intercettore hanno comportato un basso angolo di incidenza massimo ammissibile. Questo penalizza l'aereo nelle prestazioni di virata istantanee rispetto alle controparti russe ed inoltre non offre capacità di “nose pointing” o più in generale di agilità degli spostamenti degli assi corpo attorno agli assi vento. Questi vantaggi sono recuperati, in quanto rispetto alle controparti dispone di un carico alare inferiore e di un rapporto spinta peso superiore in condizioni di combattimento.

3.2.1-2 – ASPETTI GEOMETRICI DELL'AERODINAMICA

Come dimensioni e capacità l'Eagle è paragonabile al *Flanker* russo, anche se rispetto al suo corrispondente sovietico, sono più raffinate le capacità di intercettore supersonico rispetto a quelle di “dogfighter”.

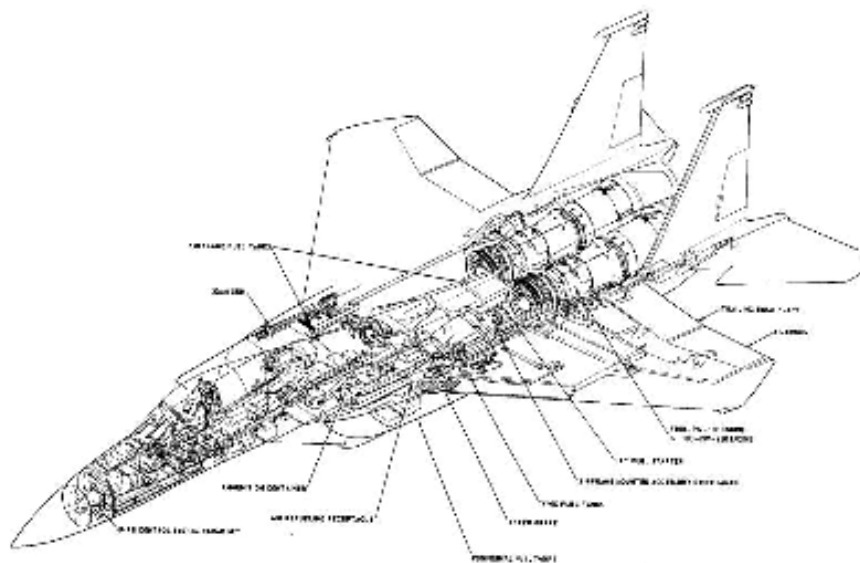


Figura – Schema tecnico

ALA

L'ala è montata in posizione alta rispetto alla fusoliera, ed ha una forma in pianta trapezoidale, con un allungamento alare pari a 3. Non è presente alcuno svergolamento, mentre è introdotto 1° di diedro negativo.

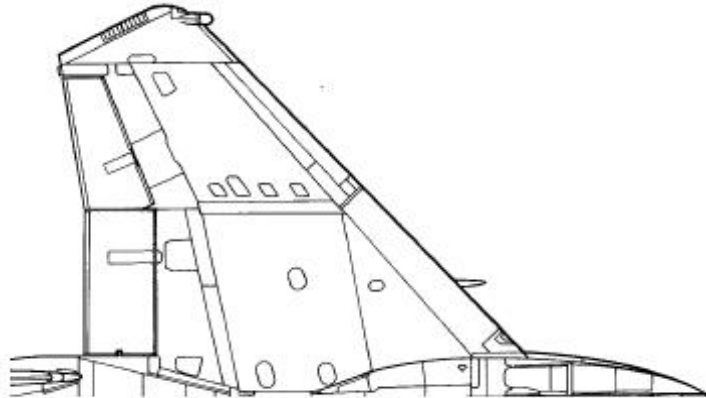


Figura – Forma in pianta dell'ala. La particolare curvatura dell'estremità è pensata per avvicinare l'asse strutturale a quello aerodinamico e ridurre i problemi aeroelastici

La freccia al bordo di attacco è pari a 45° , mentre il bordo di uscita è diritto verso la radice dell'ala per aumentarne la corda e lo spazio disponibile al carburante. Verso l'esterno si presenta poi un “kink” che oltre ad introdurre una freccia positiva al bordo di uscita separa il flap interno dall'alettone esterno.

La superficie totale dei flap è pari a $3.2 [m^2]$ e questi vengono esclusivamente impiegati per il decollo e l'atterraggio.

Gli alettoni localizzati all'esterno dell'ala hanno una superficie totale pari a $2.46 [m^2]$ ed un'escursione pari a $-20^\circ/+20^\circ$.

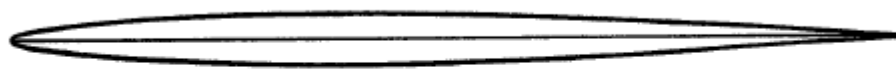


Figura – Vista dell'alettone sinistro deflesso

La loro deflessione è integrata con quella dei piani di coda orizzontali, in modo da ottenere la massima efficienza del comando ed evitare il più possibile l'insorgere di problemi aeroelastici.

L'ala non incorpora nessun tipo di dispositivo di bordo di attacco.

Per quanto riguarda i profili, troviamo un NACA 64A simmetrico con spessore percentuale del 6.6% alla radice.



NACA 64A006 airfoil section

Figura – Schema di un profilo NACA 64A006, profilo simmetrico installato alla radice

All'estremità si colloca un NACA 64A203, con spessore percentuale pari al 3%, il cui coefficiente di portanza di design è pari a 0.2. Questa serie di profili è studiata per avere un determinato coefficiente di portanza di design in campo transonico, ed ottenere prestazioni portanti buone senza rischio di incorrere in separazioni dello strato limite dovute ad onde d'urto eccessivamente forti.

Lo spessore percentuale ridotto è anche necessario per rendere possibile il volo in regime supersonico.

Per quanto riguarda la freccia aerodinamica, in quanto l'ala nella sua intera apertura incorpora profili con il massimo spessore percentuale al 40% della corda, questa risulta essere pari a 30.4° all'interno, 40.6° all'esterno.

FUSOLIERA

La fusoliera è divisa in tre sezioni, con struttura a semi-monoguscio. Il muso è a forma di ogiva e complessivamente ha una finezza pari a 4.34, che comporta l'insorgere delle instabilità idrodinamiche del campo oltre i 30° di incidenza e quindi fuori dall'inviluppo di volo previsto per l'aereo.



Figura – Il muso dell'Eagle ha la classica forma ad ogiva, tipica degli intercettori supersonici

Andando a valle troviamo ai lati, della parte centrale della fusoliera, le due prese d'aria, separate dal corpo centrale per impedire l'ingestione dello strato limite

proveniente da monte. Sul soffitto di queste troviamo due rampe che modificano la loro posizione a seconda della velocità e dell'incidenza, controllando le onde d'urto e la massa d'aria ingerita dal motore. A velocità di crociera supersonica il flusso viene sottoposto a quattro urti obliqui prima di entrare nel condotto della presa d'aria.

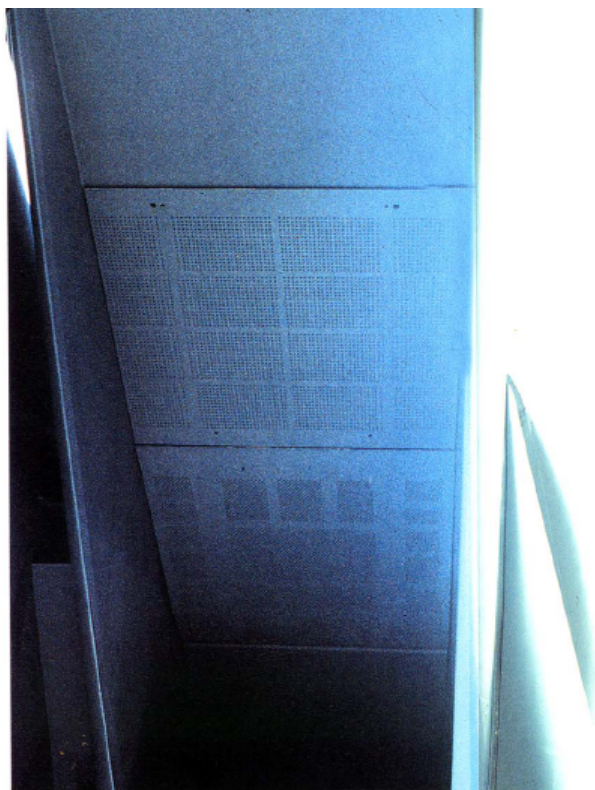


Figura – La presa d'aria, oltre al sistema di rampe per la generazione di urti obliqui, incorpora anche varie valvole di “by-pass” per ottimizzare il funzionamento del compressore nell'intero inviluppo di volo e per eliminare l'eventuale strato limite ingerito

La fusoliera termina negli scarichi dei motori raggruppati fra i piani di coda verticali. Non è presente alcun tipo di raccordo con l'ala.

SUPERFICI DI CODA

Per quanto riguarda i piani di coda verticali, abbiamo due strutture gemelle costruite a sbalzo con freccia al bordo di attacco pari a 36° , in cui sono incorporati i timoni. I profili sono biconvessi, ottimizzati per il supersonico. Il sistema di controllo di volo comanda la deflessione automatica del timone ogniqualvolta viene impartito anche un comando di rollio in modo che l'aereo esegua sempre una virata corretta in condizioni stazionarie.



Figura – Piano di coda verticale,

All'estremità sono applicati delle aste per la soppressione del “flutter”.



Figura – Piano di coda orizzontale

I piani di coda orizzontali sono completamente mobili ed hanno funzione sia di rollio che di beccheggio. Il bordo di attacco presenta una freccia di 50° ed una discontinuità a dente di sega per aumentare l'incidenza di lavoro delle superfici. L'escursione massima è pari a $+20^\circ/-20^\circ$ ed il loro utilizzo è accoppiato a quello degli alettoni sull'ala.

3.2. 1-3 – ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO

Dato lo spessore ridotto, in generale i profili incominceranno a stallare intorno ai 10° . Il vortice di bordo di attacco incomincerà quindi a formarsi a questa incidenza, anche se sarà ancora debole e diffuso.



Figura – Alle basse incidenze il flusso sull’ala di questo F 15E Strike Eagle è ancora attaccato inoltre il “glove” non ha sviluppato ancora nessun vortice

Inoltre incomincerà a formarsi anche un vortice a valle del “glove”, che essendo ancora debole viene aspirato sotto il vortice prodotto al bordo di attacco della radice alare. Data la freccia ridotta dell’ala, a questa incidenza il “burst” del vortice avverrà dopo uno spostamento a valle pari al 20% della corda in mezzzeria. La parte esterna della semiala sarà invece stallata oltre i 10° , con separazione del flusso al bordo di attacco. Sulla cappottatura della presa d’aria il flusso è attaccato, grazie anche al fatto che, questa, in condizioni di bassa velocità, è piegata verso il basso di 11° .



Figura – Intorno ai 10° di incidenza il flusso sull’ala è prossimo alla separazione, e la sua scia è infatti più instabile e diffusa. Si può vedere inoltre l’inizio della formazione del vortice del “glove” e la scia di separazione lasciata dalle cappottature delle prese d’aria

Passando ad un'incidenza di 15° , il vortice del “glove” sarà completamente formato e continuerà a muoversi verso valle fino a quando, impattando con i piani di coda verticali, esploderà. Inoltre sarà più sollevato rispetto al vortice dell'ala. Sulla cappottatura della presa d'aria invece il flusso sarà ora separato, presentando anche zone di ricircolo, fino al punto in cui il vortice del “glove” imporrà un riattaccamento.



Figura – In questo scatto si può vedere bene come il flusso separato proveniente dai bordi delle prese d'aria viene raccolto dal vortice della “glove” che ne impone una curvatura della traiettoria

A 20° di incidenza il punto di “burst” del vortice dell'ala ha raggiunto l'apice del bordo di attacco alla radice. Il vortice del “glove” invece si piega leggermente verso l'esterno ed esplode quando raggiunge il flusso separato sul dorso alare.



Figura – Vortice alare completamente sviluppato, con “burst” sulla superficie dell’ala stessa. Sulla parte sinistra si nota inoltre il vortice della “glove” ed il flusso attorno alla cappottatura della presa d’aria

Il vortice del “glove” si manterrà presente fino a 30° di incidenza, mentre scomparirà del tutto raggiunti i 35° , ove avverrà anche lo stallo della fusoliera.

Per quanto riguarda l’ala la tipologia di flusso è pressoché la stessa fino ai 10° di “sideslip” a tutte le incidenze.

I vortici su entrambe le semiali sono completamente sviluppati intorno ai 15° , con quello sopravento che tende a formarsi leggermente prima. I vortici del “glove” passano i rispettivi piani di coda verticali sul lato sottovento, invece, come nel caso di imbardata nulla, di andare a sbattere proprio sul bordo di attacco di questi.

In condizioni di imbardata l’ala sottovento vede una freccia superiore che tende ad aumentare la velocità assiale del nucleo del vortice a scapito di quella rotazionale, aumentandone la stabilità a scapito dell’intensità. Per questo il vortice sottovento si spinge più a valle prima di esplodere. D’altra parte, sul lato sopravento, avviene l’opposto, con il vortice che presenterà aspirazioni maggiori a scapito di una minore penetrazione nel campo a valle.

A 20° di incidenza l’ala sopravento è completamente stallata mentre quella sottovento continuerà a portare ancora. In questo caso quindi la differenza di portanza sulle due semiali causerà un momento destabilizzante del sistema.

Per quanto riguarda il “glove” il comportamento è opposto. Intorno ai 20° di incidenza il vortice sopravento è completamente definito mentre quello sottovento è fortemente diffuso. Il fatto è dovuto alla separazione turbolenta che avviene dal lato interno della presa d’aria, che tende a distruggere il vortice a valle. Dal lato sopravento invece il lato esterno della presa d’aria corrispondente rafforza il vortice

aumentandone la stabilità. Il “*glove*” quindi ha un contributo stabilizzante sulla derivata $C_{l\beta}$.

Il “*glove*” sarà completamente stallato intorno ai 25° sul lato sottovento, intorno ai 35° su quello sopravvento.

Intorno ai 30° di incidenza il contributo delle code verticali è destabilizzante in quanto il timone di coda sopravvento sperimenta una componente di flusso verso l'esterno che produce una coppia destabilizzante. Inoltre anche i piani di coda orizzontali, quando oramai sono completamente stallati, se deflessi ulteriormente causano una riduzione del diedro effettivo.

Per quanto riguarda il “*forebody*”, questo ha un rapporto di finezza pari a 4.34 e presenta quindi un “*onset*” di instabilità ad incidenze abbastanza ridotte.

I vortici non sono completamente formati fino ad un'incidenza pari a 30°, e da questo punto la loro intensità continua ad aumentare fino a quando raggiunti i 50°/55° incominciano a svilupparsi le prime asimmetrie anche in presenza di imbardata nulla. In questo caso uno dei due vortici tenderà ad allontanarsi dalla superficie mentre l'altro vi rimarrà vicino ed aumenterà la propria intensità. Questo comporta lo sviluppo di una forza laterale dalla parte del vortice che è rimasto attaccato alla superficie. Introducendo anche l'imbardata il sistema cambierà aspetto con il vortice sopravvento che tenderà ad allontanarsi dalla superficie e ad avvicinarsi alla mezzzeria, mentre quello sottovento rimarrà molto vicino alla superficie del muso. Questo campo produrrà quindi un contributo destabilizzante, grazie alla produzione diretta di una forza con un ampio braccio rispetto al baricentro dell'aereo.

I vortici del muso tenderanno ad esplodere prima di arrivare nella zona dei piani di coda.

Infine data la configurazione ad ala alta con fusoliera perpendicolare a questa, sarà sviluppato un vortice anche sotto la giunzione dell'ala con la fusoliera intorno ai 20°, e la sua intensità continuerà ad aumentare all'aumentare dell'incidenza, arrivando al “*burst*” all'impattare con i piani di coda orizzontali.

All'aumentare del numero di Mach la situazione del flusso sull'ala sarà la seguente

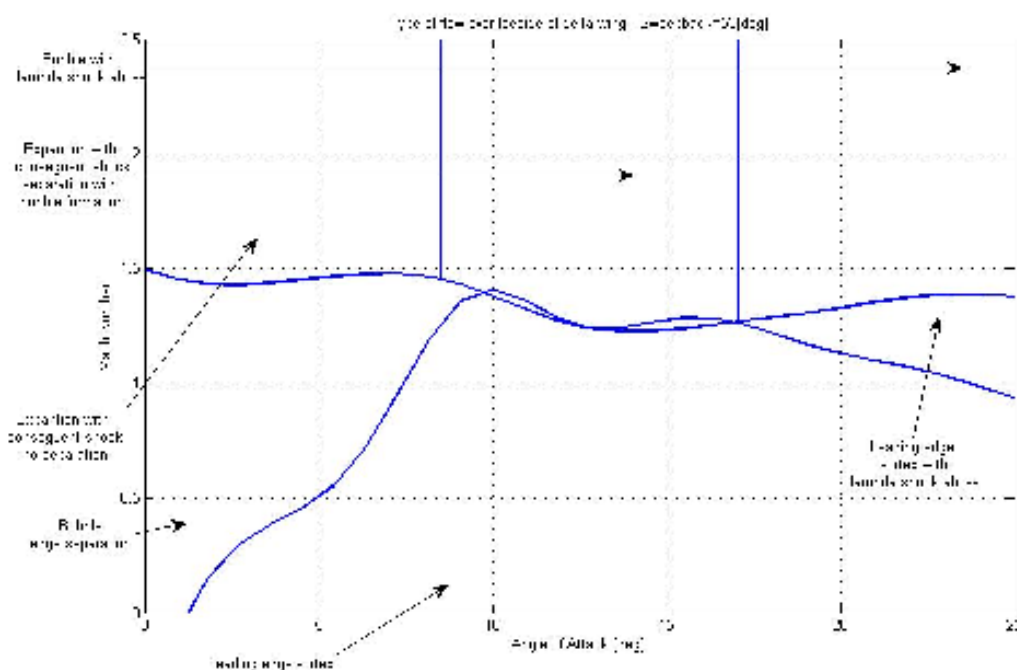


Figura – Campo di flusso a variare del numero di Mach e dell'incidenza per l'ala

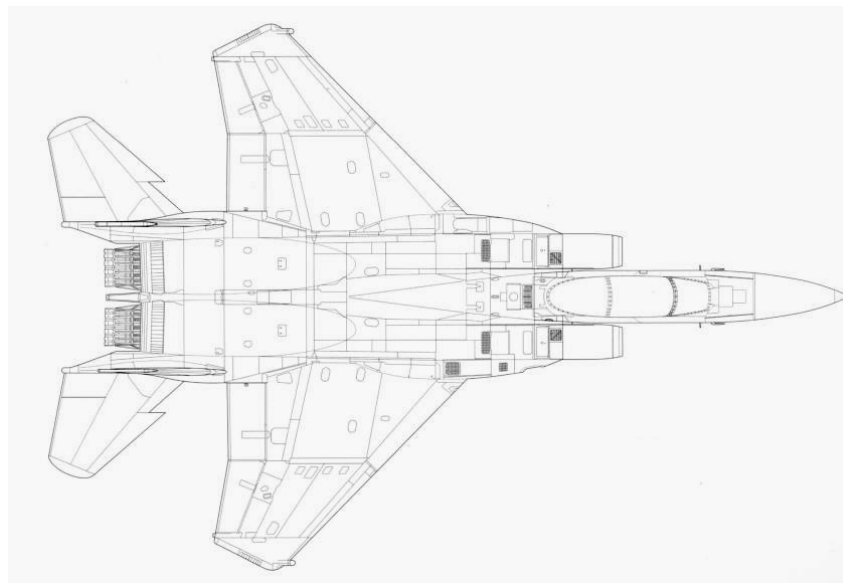
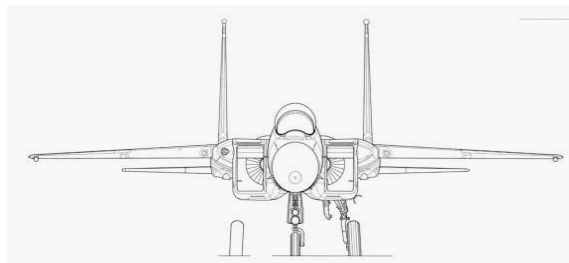
Come si vede dalla figura incominceranno a formarsi onde d'urto a causa dell'espansione attorno al bordo di attacco solo superato il campo transonico, in cui tuttavia verranno a formarsi onde d'urto dovute alla compressione del flusso sui profili.

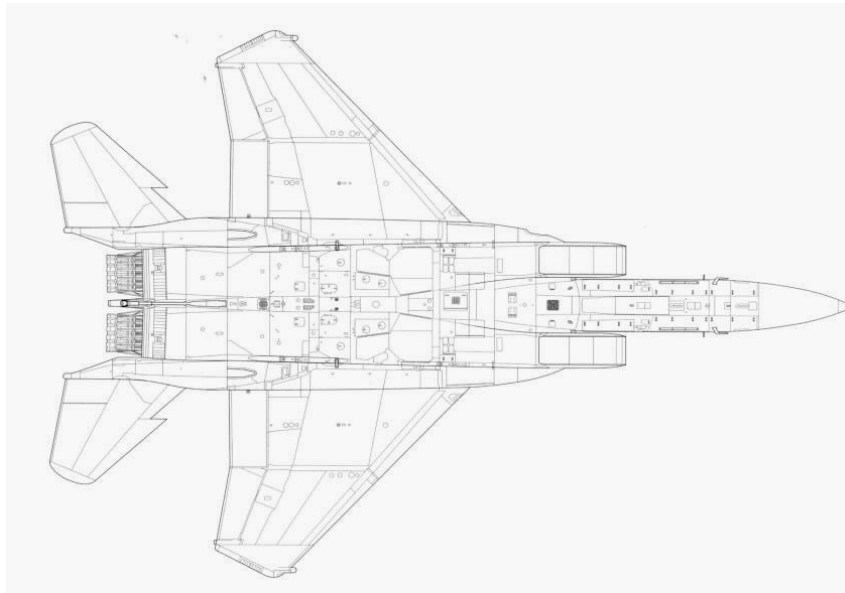
Per quanto riguarda le “*glove*” queste vedranno sempre un flusso subsonico, ed eventualmente potranno presentare solo delle deboli onde d'urto esterne ai vortici prodotti qualora l'aereo sia spinto ad elevate incidenze nel campo transonico e supersonico, cosa che tuttavia non avviene in quanto si sarebbe al di fuori dei fattori di carico limite della cellula.

3.2.1-4 – DATI TECNICI RIASSUNTIVI

Successivamente saranno messi in evidenza le principali caratteristiche del caccia, sia geometriche che capacitive.

DISEGNI TECNICI





DATI GEOMETRICI

<i>PRINCIPALI CARATTERISTICHE GEOMETRICHE</i>	
<i>Lunghezza [m]</i>	19.43
<i>Larghezza [m]</i>	13.05
<i>Altezza [m]</i>	5.63
<i>$S [m^2]$</i>	56.5
<i>$S_{Tail}^{Horizontal} [m^2]$</i>	10.35

$S_{Tail}^{Vertical} [m^2]$	9.78
$S_{Rudder} [m^2]$	1.85
$S_{Aileron} [m^2]$	2.46
$S_{Canard} [m^2]$	/
$S_{Tail}^{Horizontal} / S$	0.18
$S_{Tail}^{Vertical} / S$	0.17
S_{Rudder} / S	0.03
$S_{Aileron} / S$	0.04
S_{Canard} / S	/

DATI TECNICI

Nella seguente tabella il peso $W_{Dogfight}$ è la somma dei seguenti valori

- ✓ Peso a vuoto operativo
- ✓ Peso di 4 missili, 2 a lungo raggio, 2 a corto raggio; nel caso seguente il *Raytheon AIM 120C-7* (161.5 [kg]) ed il *Raytheon AIM 9X* (85 [kg])
- ✓ Peso carburante all'inizio del combattimento, 2500 [kg] se il caccia è bimotore, 1250 [kg] se è monomotore
- ✓ Pesi rimanenti, solitamente armamento cannone più pilota, 200 [kg]

Per quanto riguarda il valore $T_{Dogfight}$, questo è il valore della spinta nominale moltiplicato per un fattore correttivo pari a 0.785, fattore empirico per calcolare la perdita di spinta rispetto a quella nominale nelle condizioni di combattimento (h=3000 [m], Mach=0.80/0.85).

La configurazione esaminata in questo caso monta due motori *Pratt&Whitney F-100 – PW – 220*.

PRINCIPALI CARATTERISTICHE TECNICHE	
$W_{Operative}^{Empty} [kg]$	12690
$W_{Fuel}^{Max} [kg]$	6103
$W_{Dogfight} [kg]$	15883
$W_{Ordnance}^{Max} [kg]$	7258
$W_{TakeOff}^{Max} [kg]$	30844
$T_{Dry} [Kg]$	13310
$T_{Afterburner} [Kg]$	21550
Fattori di Carico Massimo	+9/-3
$\left(T/W\right)_{Dogfight}^{Dry}$	0.66
$\left(T/W\right)_{Dogfight}^{Afterburner}$	1.06
$\left(T/W\right)_{Dogfight}^{Dry} h = 0$	0.84
$\left(T/W\right)_{Dogfight}^{Afterburner} h = 0$	1.36
$\left(W/S\right)_{Dogfight} [kg/m^2]$	281
Quota Massima Operativa [m]	19200
Velocità Massima Limite (h=0 [m]) [km/h]	1470

<i>Velocità Massima Limite ($h=11000$ [m]) [km/h]</i>	2652
<i>Mach Limite</i>	2.5



3.2.2 – LOCKHEED–MARTIN F 16C “FIGHTING FALCON” BLOCK 50+/52+

L’*F 16* è stato il caccia occidentale della sua generazione con il maggior numero di esemplari prodotti, ed il suo successo è dato dalla sua versatilità e dalle sue ottime capacità di combattimento.

Inizialmente nacque come caccia per superiorità aerea leggero.



Figura – Le piccole dimensioni dell’ F 16 evidenziano il requisito di progetto di ridurre al minimo i pesi della cellula, l’aereo è infatti uno dei più piccoli della sua categoria

Successivamente le sue capacità gli hanno consentito di diventare un ottimo aereo multiruolo e la spina dorsale dell’aviazione di prima linea della *NATO*.

3.2.2-1 – ANALISI GENERALE

Il *Falcon* è stato il primo caccia a montare a bordo un sistema di controllo di volo digitale “*fly-by-wire – full authority*” che ha consentito di mantenere una stabilità longitudinale negativa, aumentandone la velocità di risposta ai comandi di beccheggio.

Inoltre il computer di bordo evita all’aereo di superare l’incidenza massima, stabilita a priori, e ottimizza il carico di lavoro fra le varie superfici in modo da non incorrere in problemi aeroelastici.



Figura – Virata ad elevato fattore di carico

L'aereo è stato costruito intorno al motore ed incorpora accorgimenti aerodinamici per ridurre il più possibile la resistenza, aumentare la manovrabilità ed ottimizzare lo spazio. Questo ha comportato all'utilizzo per la prima volta, in un veicolo statunitense, al layout integrale, con l'impiego di ampie superfici di estensione di bordo di attacco.



Figura – L'F 16 è un tipico caccia a layout integrale

L'intero aereo è stato progettato per massimizzare l'efficienza in condizioni transoniche ($Mach = 0.9$), in modo da consentirgli di avere elevate prestazioni di manovra durante un tipico combattimento aereo.

Questa specifica, oltre a quella di ridurre al minimo il peso, ha comportato la scelta di un singolo motore, con presa d'aria a geometria fissa, e di una singola superficie di coda verticale.

3.2.2-2 – ASPETTI GEOMETRICI DELL’AERODINAMICA

L’F 16C è un caccia leggero e le sue dimensioni sono comparabili a quelle del MiG 29. L’architettura dell’ala usa la tipologia a layout integrale e si raccorda gentilmente con la fusoliera anche se l’area trasversale è meno spalmata rispetto ai modelli russi. L’ala è la classica forma a doppia delta e l’intero progetto è ottimizzato per avere eccellenti capacità di manovra nel campo transonico; tutte le altre scelte aerodinamiche sono state subordinate a questo vincolo.

ALA

Il corpo dell’ala principale se si escludono le “*strakes*” è una delta semplice con estremità tagliate in cui è stato introdotto dei piloni per gli armamenti.



Figura – Vista dell’ala con armamento installato al “tip”

La freccia al bordo di attacco è pari a 40° e la superficie totale è $27.87 [m^2]$. Il tutto comporta un allungamento alare pari a 3 ed una rastremazione pari a 0.23.

Per quanto riguarda i profili troviamo invece dei *NACA 64A204* sull’intera apertura, con coefficiente di portanza di design pari a 0.2 e spessore percentuale del 4%. Dato che l’ala installa sempre il solito profilo in tutta l’apertura è introdotto un angolo di svergolamento pari a 3° all’estremità per ritardare lo stallo degli alettoni.

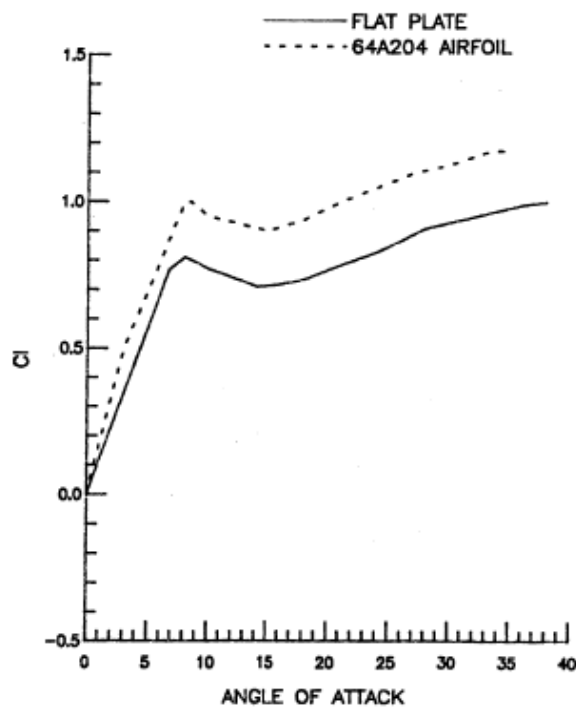


Figura – Andamento del coefficiente di portanza al variare dell'incidenza per un profilo NACA 64A204, messo a confronto con una lastra piana

Per quanto riguarda i dispositivi di bordo di attacco, questi hanno una superficie globale pari a $3.3 \text{ [m}^2\text{]}$ e sono controllati dal computer di bordo per ottimizzare l'efficienza in ogni condizione di volo. La loro deflessione solitamente è pari a 25° in basso subsonico fino ad annullarsi completamente quando l'aereo entra nel regime supersonico.



Figura – I flap di bordo di attacco si estendono per l'intera apertura alare

Sul bordo di uscita invece è presente per ogni semiala un “*flaperon*”. Queste superfici sono deflesse simmetricamente durante il decollo e l’atterraggio, mentre sono utilizzate come comando di rollio durante il volo normale.

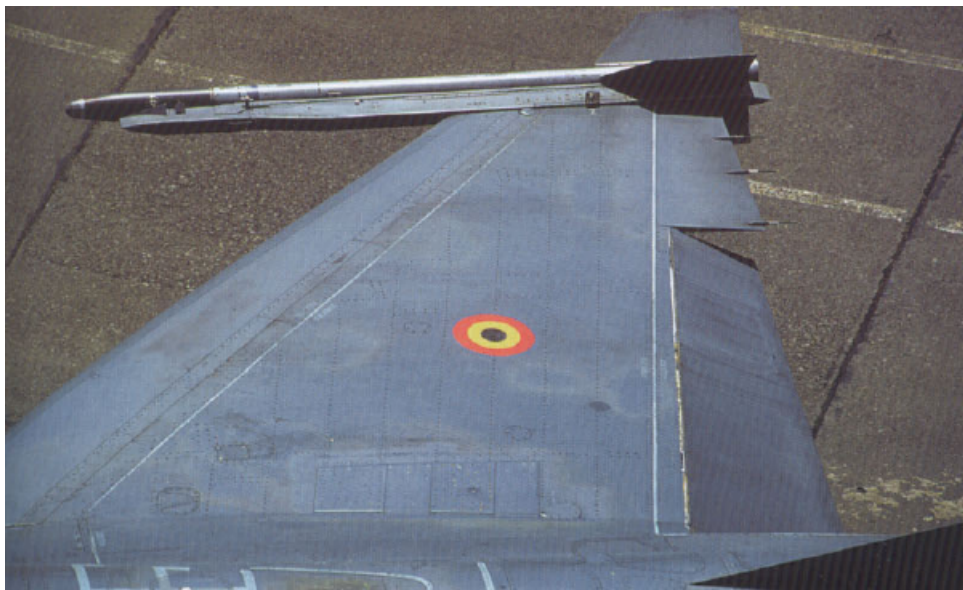


Figura – Flaperon deflesso

L’area totale è pari a $2.82 [m^2]$, mentre l’escursione di lavoro è $-21.5^\circ/+21.5^\circ$. L’intera ala non presenta angolo di diedro.

FUSOLIERA

Il radome presenta una sezione ellittica ed una finezza pari a 2.63 compresa la “*nose boom*”, il che quindi alza sufficientemente il valore dell’incidenza, in cui incominciano a manifestarsi instabilità idrodinamiche del flusso, ben al di fuori del massimo angolo di attacco permesso da computer di bordo, ovvero 25° .



Figura – Vista frontale del radome a sezione ellittica

Proseguendo verso valle troviamo le “*strakes*” che tramite una doppia curvatura vanno gentilmente a piegarsi con l’ala. In generale possiamo dividerle in tre tratti principali, che si collegano tra di loro tramite un ampio raccordo del bordo di attacco. Il primo tratto, che è il più lungo ed occupa circa il 60% della “*strake*”, ha una freccia di 83° , che consente di produrre un vortice stabile fino a 40° di incidenza. Il secondo tratto ha una freccia di 68° , mentre il terzo tratto che è il più piccolo, meno del 10% della lunghezza globale, ha una freccia di 90° e serve per disaccoppiare il vortice della “*strake*” con quello dell’ala, ed a stabilizzare il sistema di vortici.



Figura – Vista dei tre segmenti in cui è suddivisa la “strake”, come si vede i raccordi fra loro sono di tipo parabolico, nonché molto ampi

Il resto della fusoliera è praticamente occupato dal motore, il cui involucro sulla parte superiore si raccorda dolcemente con la superficie alare creando, sul dorso la tipica forma del layout integrale. Sul ventre invece non sono presenti raccordi con l’ala. La presa d’aria è a geometria fissa, ottimizzata per le velocità transoniche, ed è separata dalla fusoliera da un gap che serve ad evitare l’ingestione dello strato limite proveniente dal “*forebody*”.



Figura – Vista della presa d'aria a geometria fissa

Nella parte finale della fusoliera, attaccate al ventre dell'involucro del motore sono presenti due pinne, con profilo a “wedge”, di superficie totale pari a $0.72 [m^2]$, la cui funzione è quella di aumentare la stabilità direzionale dell'aereo alle incidenze elevate ed alle velocità supersoniche, in cui il singolo piano di coda verticale potrebbe rivelarsi insufficiente.



Figura – Vista delle pinne di coda ventrali

SUPERFICI DI CODA

I piani di coda orizzontali sono superfici interamente mobili ed hanno funzione di beccheggio e rollio a seconda della loro deflessione. Utilizzano un profilo biconvesso, ottimizzato per il supersonico, il cui spessore percentuale varia dal 6% alla radice fino al 3.5% all'estremità. La forma è trapezoidale, con bordo di uscita diritto e bordo di attacco a freccia pari a 40° .

L'area totale è pari a $4.4 [m^2]$. Per il comando di beccheggio i piani vengono deflessi simmetricamente con un'escursione limite di $-25^\circ/+25^\circ$. Per il comando di rollio la deflessione per ogni superficie raggiunge un massimo di $+5.375^\circ/-5.375^\circ$. In questo caso a differenza dell'ala le superfici hanno un marcato angolo di diedro pari a 10° .



Figura – Vista dei piani di coda orizzontali deflessi asimmetricamente

Il piano di coda verticale è singolo con una superficie di $4.93 [m^2]$, ed una freccia al bordo di attacco di 47.5° . I profili sono anche qui supersonici a geometria biconvessa con spessore percentuale che varia da 5.3% a 3%. Alla radice è presente un'estensione del bordo di attacco per aumentare la stabilità direzionale prodotta.



Figura – Vista del piano di coda verticale con l'estensione del bordo di attacco alla radice

Il timone, compreso nel piano di coda verticale, ha un'area pari a $1.05 [m^2]$ ed un'escursione massima pari a $-30^\circ/+30^\circ$.

3.2.2-3 – ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO

L'F 16, insieme all'F 18, è stato il primo caccia a fare largo uso del concetto di "vortex lift" ed infatti una buona parte della sua fusoliera è occupata da prominenti "strakes" che funzionano per il suo intero inviluppo di volo.

Partendo dalle basse incidenze, abbiamo la consueta separazione laminare sui lati del radome, senza tuttavia che si verifichi il riattacco turbolento in quanto la curvatura della superficie è eccessiva. Aumentando l'incidenza avremo la consueta coppia di vortici sul lato sottovento che tende ad essere inglobata e dissipata dal vortice della "strake" in quanto l'attaccamento di questa al muso è vicino alla linea di separazione. In presenza di imbardata il punto di separazione varia di poco, data l'elevata curvatura, vista come uno spigolo dal flusso. Quello che cambia è la posizione dei

vortici; entrambi tendono ad essere trasportati verso il lato sottovento, avvicinando così alla superficie il vortice sopravvento ed allontanando quello sottovento.

Anche per questo tipo di radome avremo instabilità idrodinamica del flusso che tuttavia, dato il basso rapporto di finezza, avverrà ad incidenze molto elevate, oltre i 40° circa, e quindi ben al di fuori dall'involuppo di volo consentito dal computer di bordo.



Figura – Vista del campo aerodinamico prodotto dalle “strakes”

Per quanto riguarda le “*strakes*” queste sono divise in tre tratti. La prima parte, con il suo elevato angolo di freccia, riesce a produrre un vortice stabile fino ad un’incidenza di 40° , alla quale il “*breakdown*” avverrà alla sua estremità a valle. Per il tratto intermedio invece l’incidenza di stallo è minore ed in generale avremo il “*burst*” alla fine del tratto intorno ai 20° . L’ultima parte produrrà sempre un vortice anche se, all’aumentare dell’incidenza, tenderà ad essere sempre più disorganizzato.

Alle basse incidenze, quando il flusso sull’ala non è ancora separato, il vortice prodotto è di lieve intensità e si trascina fino a valle oltre l’aereo, producendo carico portante lungo la sua intera lunghezza.



Figura – Vista del campo di flusso alle basse incidenze

Aumentando l'angolo di attacco, fino a quando il “*burst*” non avrà raggiunto l'estremità a valle della “*strake*”, il vortice influenzerà sia il flusso sull'ala che sui piani di coda orizzontali, agendo positivamente sul loro strato limite.



Figura – Come si vede, i piani di coda sono completamente immersi nel sistema di vortici rilasciato dalla “strake”

Analizzando in dettaglio il flusso prodotto dalla “*strake*”, vediamo che si formano tre vortici, ognuno all’apice di ogni “*kink*”. Distribuendo la vorticità in questo modo è possibile rendere più stabile il vortice globale ed il suo “*burst*”, ed inoltre, allontanarlo dalla superficie di coda verticale grazie allo spostamento autoindotto verso l’esterno del sistema formato. In questo modo si evitano eccessivi problemi di “*buffeting*” delle superfici senza degradare le prestazioni globali.



Figura – Ad ogni “kink” si distacca un nuovo vortice che si unisce al sistema proveniente da monte

La mutua interazione fra i tre vortici prodotti tenderà ad imporre al sistema un andamento “*elicoidale*”.



Figura – L’andamento del vortice prodotto dalla “strake” è elicoidale, fondendosi con il movimento di “breakdown” a spirale più a valle

La discontinuità di bordo di attacco fra ala e “*strake*” disaccoppia i vortici prodotti da queste due. Così facendo il vortice dell’ala non verrà risucchiato verso l’interno riuscendo così ad influenzare una maggiore superficie alare.

In presenza di “*sideslip*” il comportamento della configurazione è il tipico delle ali a doppia delta; il vortice del radome sopravento sarà avvicinato alla “*strake*” e sarà aspirato da questa, e dissipato dopo l’abitacolo, mentre quello sottovento sarà allontanato dalla rispettiva “*strake*” e dalla superficie del veicolo.

Per quanto riguarda le “*strakes*”, quella sopravento sperimenterà un vortice di intensità superiore ma con un “*breakdown*” anticipato, mentre per il vortice sottovento sarà l’opposto.



Figura – Come si vede in presenza di “sideslip” i vortici delle “strakes” vanno incontro al burst ad una differente posizione longitudinale, in questo caso il veicolo ha un angolo di imbardata positivo

Alle basse incidenze, sotto i 15°, è tuttavia possibile che l’asimmetria dei punti di “*burst*” dei vortici tenda ad essere annullata, in quanto nell’ala sopravento la situazione dello strato limite attaccato sarà migliore e quindi il vortice soprastante dovrà affrontare un gradiente di pressione avverso minore rispetto al lato sottovento.

Per quanto riguarda l’ala dato il ridotto spessore percentuale, in assenza di deflessione del flap di bordo di attacco, la separazione avverrà intorno agli 8°.



Figura – Vista del flusso attaccato sull'ala

Aumentando l'incidenza sarà prodotto un piccolo vortice che si separerà dal punto di congiunzione con la “*strake*”. Questo esploderà quasi immediatamente, dopo essere penetrato nel campo a valle per una lunghezza pari al 10% della corda in mezzzeria. A 15° di incidenza l'ala sarà interamente stallata. La parte esterna di questa, fuori dal dominio di azione del vortice della “*strake*”, presenterà una scia turbolenta estremamente disorganizzata a basso livello energetico.



Figura – Vista del flusso separato sull'esterno dell'ala, si notano anche i diversi “feeding sheets” del vortice della “strake”, nei tre punti in cui questa cambia la freccia media

All'aumentare del numero di Mach la situazione dell'ala sarà la seguente

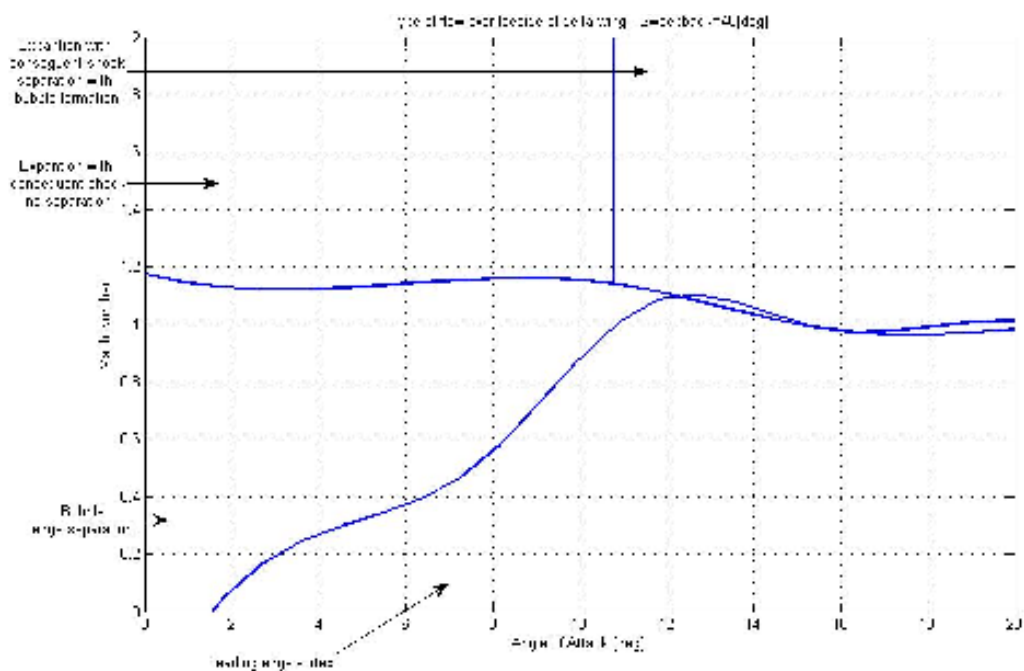


Figura – Campo di flusso a variare del numero di Mach e dell'incidenza per l'ala

Come si vede, superato il transonico, il flusso sull'ala, agli angoli di attacco di crociera, subirà un'espansione al bordo di attacco con la successiva compressione per urto.

La “*strake*” invece, data la sua forte freccia, manterrà sempre le sue caratteristiche di flusso separato

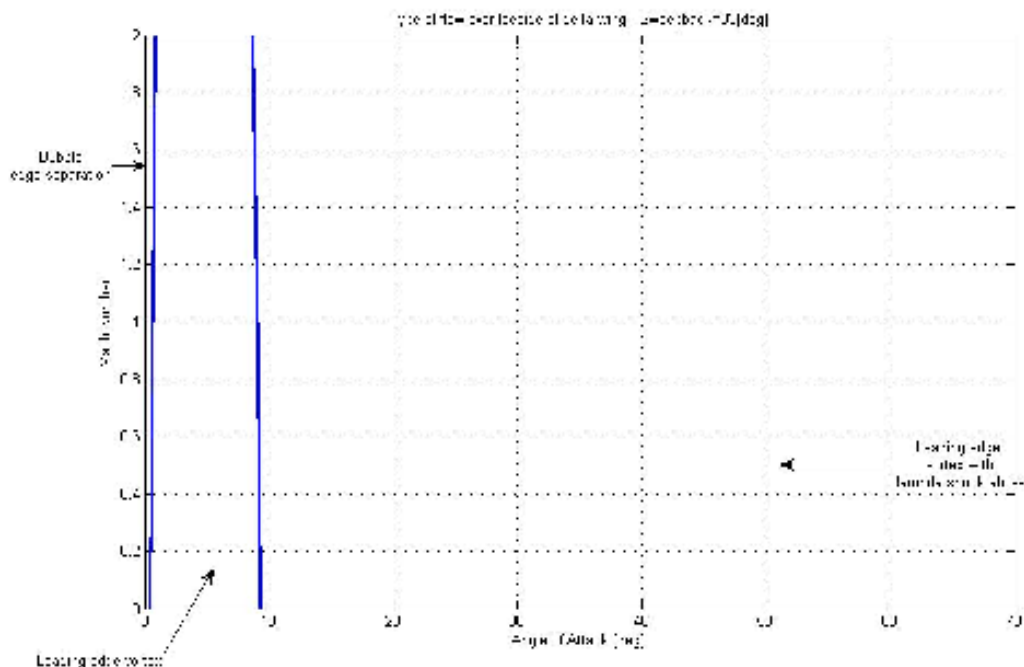


Figura – Campo di flusso a variare del numero di Mach e dell'incidenza per la “strake”, parte anteriore

Eventualmente in alcune combinazioni di numero di Mach e di incidenza verrà a formarsi un'onda d'urto all'esterno del vortice.

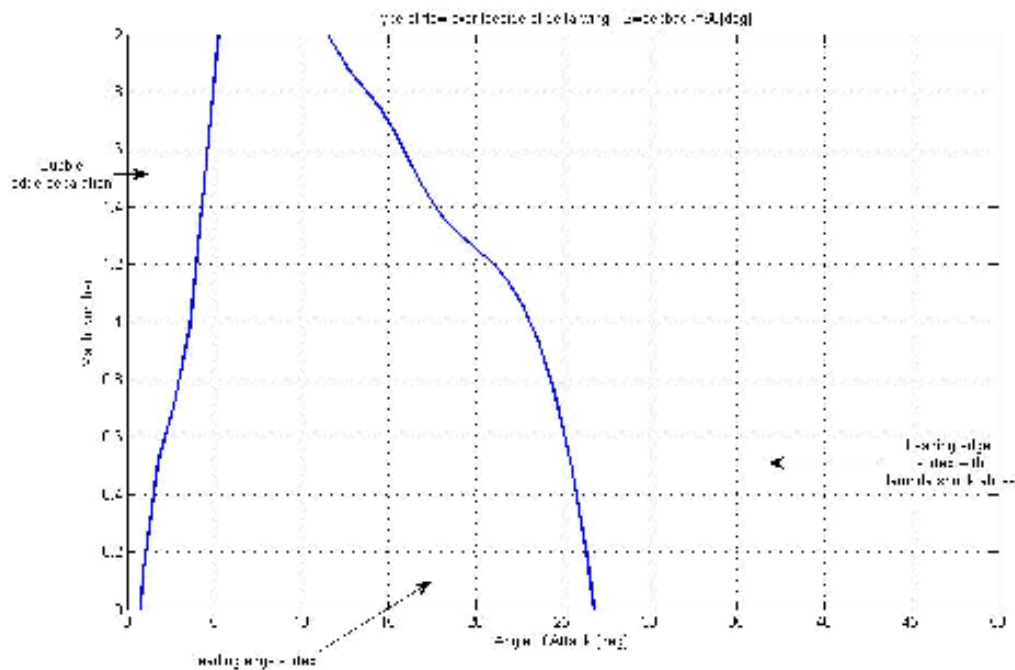


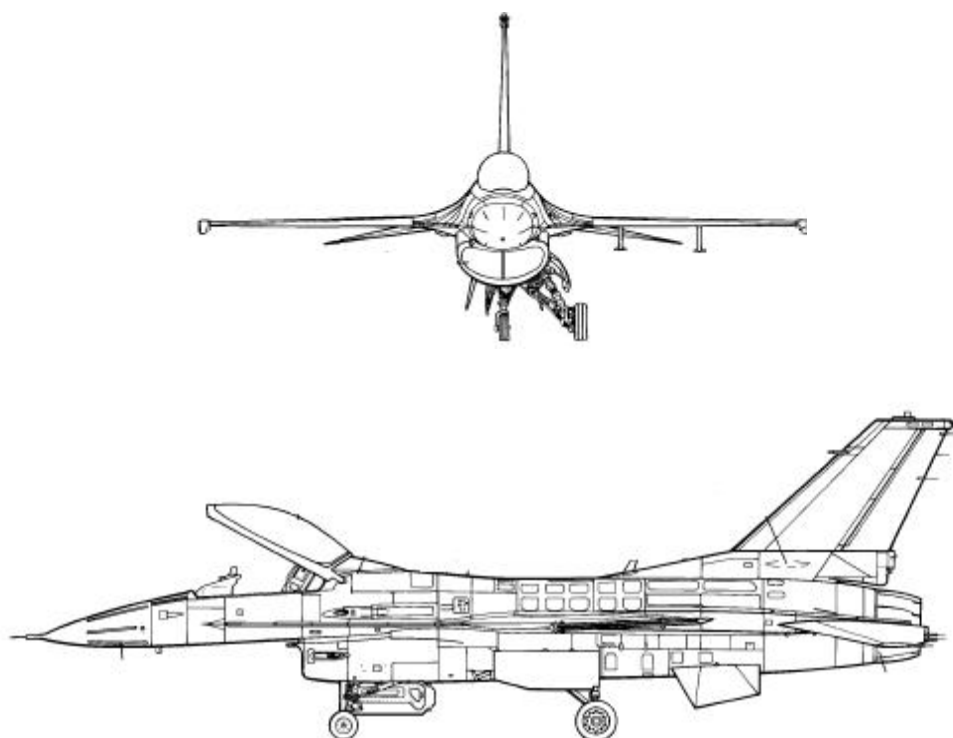
Figura – Campo di flusso a variare del numero di Mach e dell'incidenza per la "strake", parte posteriore

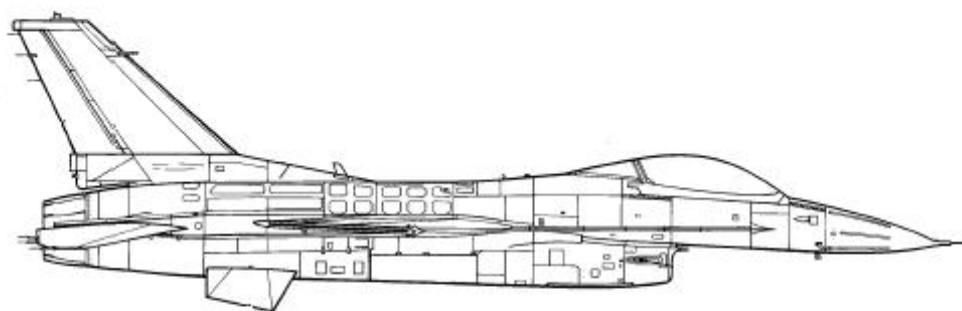
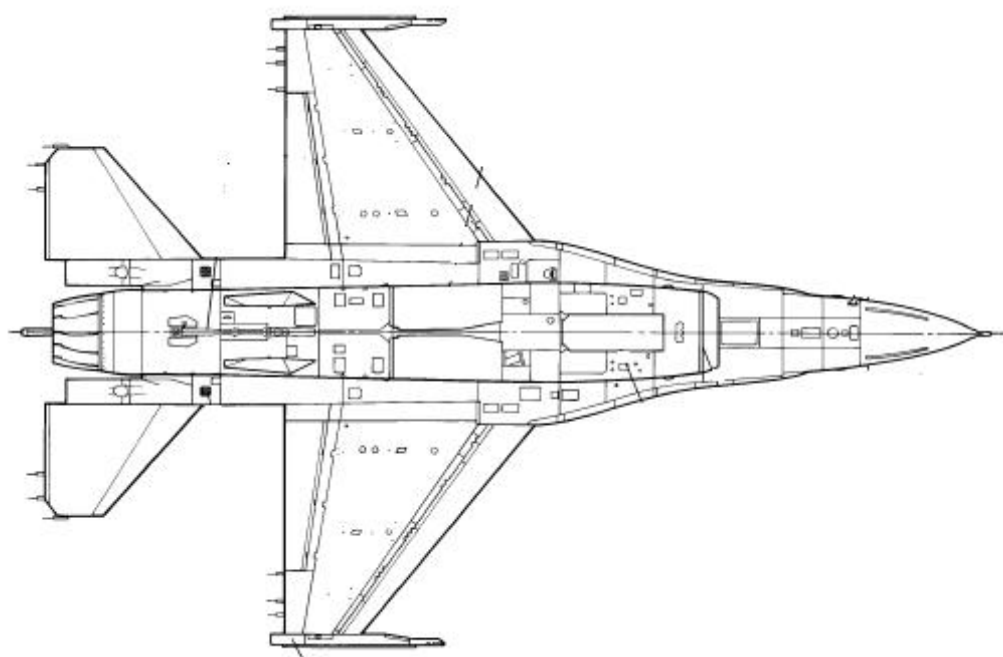
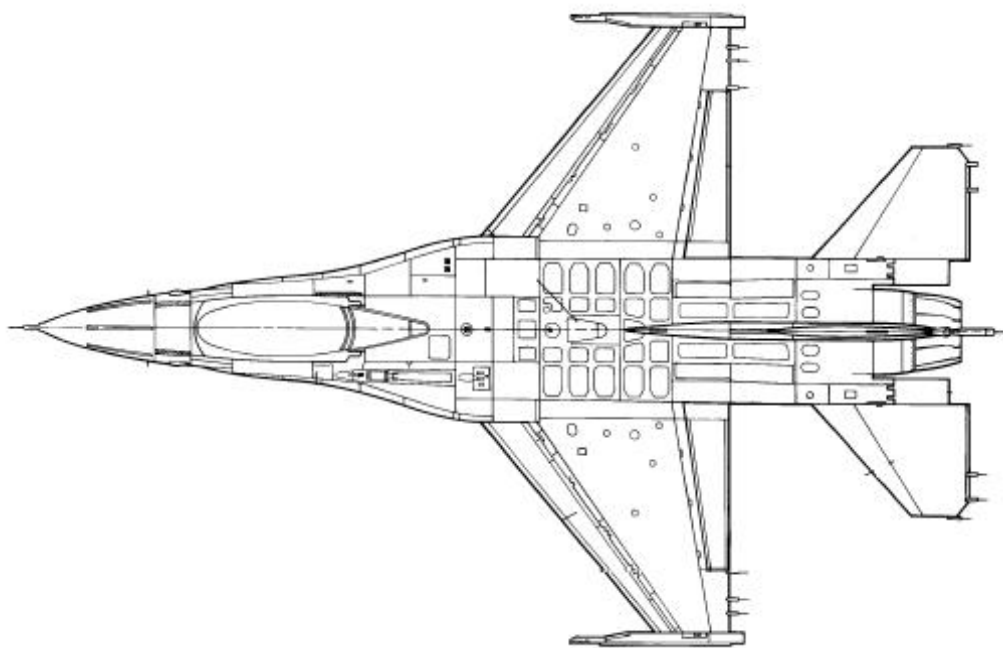
Infine il "forebody" a valori di Mach elevati tenderà a presentare una separazione ed un flusso sempre più stabili e stazionari.

3.2.2-4 – DATI TECNICI RIASSUNTIVI

Successivamente saranno messi in evidenza le principali caratteristiche del caccia, sia geometriche che capacitive.

DISEGNI TECNICI





DATI GEOMETRICI

PRINCIPALI CARATTERISTICHE GEOMETRICHE	
<i>Lunghezza [m]</i>	15.03
<i>Larghezza [m]</i>	10.0
<i>Altezza [m]</i>	5.09
$S [m^2]$	27.87
$S_{Tail}^{Horizontal} [m^2]$	4.41
$S_{Tail}^{Vertical} [m^2]$	4.93
$S_{Rudder} [m^2]$	1.05
$S_{Aileron} [m^2]$	2.82
$S_{Canard} [m^2]$	/
$S_{Tail}^{Horizontal} / S$	0.158
$S_{Tail}^{Vertical} / S$	0.177
S_{Rudder} / S	0.04
$S_{Aileron} / S$	0.10
S_{Canard} / S	/

DATI TECNICI

Nella seguente tabella il peso $W_{Dogfight}$ è la somma dei seguenti valori

- ✓ Peso a vuoto operativo
- ✓ Peso di 4 missili, 2 a lungo raggio, 2 a corto raggio; nel caso seguente il *Raytheon AIM 120C-7* (161.5 [kg]) ed il *Raytheon AIM 9X* (85 [kg])
- ✓ Peso carburante all'inizio del combattimento, 2500 [kg] se il caccia è bimotore, 1250 [kg] se è monomotore
- ✓ Pesi rimanenti, solitamente armamento cannone più pilota, 200 [kg]

Per quanto riguarda il valore $T_{Dogfight}$, questo è il valore della spinta nominale moltiplicato per un fattore correttivo pari a 0.785, fattore empirico per calcolare la perdita di spinta rispetto a quella nominale nelle condizioni di combattimento ($h=3000$ [m], $Mach=0.80/0.85$).

La configurazione esaminata in questo caso monta un motore *Pratt&Whitney F-100 – PW – 229*.

PRINCIPALI CARATTERISTICHE TECNICHE	
$W_{Operative}^{Empty}$ [kg]	8207
W_{Fuel}^{Max} [kg]	3104
$W_{Dogfight}$ [kg]	10150
$W_{Ordnance}^{Max}$ [kg]	5400
$W_{TakeOff}^{Max}$ [kg]	19035
T_{Dry} [Kg]	7650
$T_{Afterburner}$ [Kg]	12825
Fattori di Carico Massimo	+9/-3

$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry}$	0.59
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner}$	0.99
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry} \quad h = 0$	0.75
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner} \quad h = 0$	1.26
$\left(\frac{W}{S}\right)_{Dogfight} \quad [kg/m^2]$	364
<i>Quota Massima Operativa [m]</i>	18000
<i>Velocità Massima Limite (h=0 [m]) [km/h]</i>	1450
<i>Velocità Massima Limite (h=11000 [m]) [km/h]</i>	2000
<i>Mach Limite</i>	2



3.2.3 – BOEING F 18E “SUPER HORNET”

L’aereo è nato sotto il requisito di poter operare dal ponte di una portaerei, fattore che ha influenzato pesantemente il progetto. Il caccia presenta infatti un rafforzamento generale della struttura e l’utilizzo di un sistema di ipersostentazione più complesso ed elaborato per ridurre la velocità di appontaggio.

Queste caratteristiche tuttavia non hanno impedito la realizzazione di un buon caccia, in grado di volare fino ad incidenze di 40°.



Figura – Le capacità di attacco al suolo del Super Hornet si riflettono anche sull’elevato numero di attacchi sub-alari per gli armamenti, il caccia infatti dispone di 11 stazioni

Le sue doti di manovrabilità non sono elevate come gli altri modelli esaminati, anche perché l’*Hornet* nasce principalmente come caccia-bombardiere, relegando le capacità di combattimento aereo in secondo piano.

3.2.3-1 – ANALISI GENERALE

L’architettura di questo aereo è la tipica ala trapezoidale con “*strakes*” che consente di migliorarne le capacità in manovra. La stabilità statica longitudinale è rilassata, il che implica il ricorso ad un sistema “*fly by wire full authority*”. Sono utilizzati anche alcuni accorgimenti per ridurre la traccia radar anche se non si può definire l’aereo “*stealth*”.

Non sono invece particolarmente sviluppate le capacità supersoniche ed infatti l’aereo ha una velocità massima pari a Mach 1.8, che tuttavia può raggiungere solo in configurazione pulita.



Figura – L'ala del Super Hornet è di forma trapezoidale con allungamento alare pari a 4

L'ala infatti ha una freccia ridotta in quanto le richieste di velocità bassa di atterraggio sono molto stringenti ed infatti il caccia riesce ad appontare ad una velocità di soli 135 [kts].

3.2.3-2 – ASPETTI GEOMETRICI DELL'AERODINAMICA

Particolare attenzione è stata dedicata a vari dispositivi che consentono di produrre portanza anche ad elevate incidenze, ed infatti l'aereo, insieme al suo gemello terrestre F 16, è stato fra i primi aviogetti occidentali ad utilizzare le “strakes”.

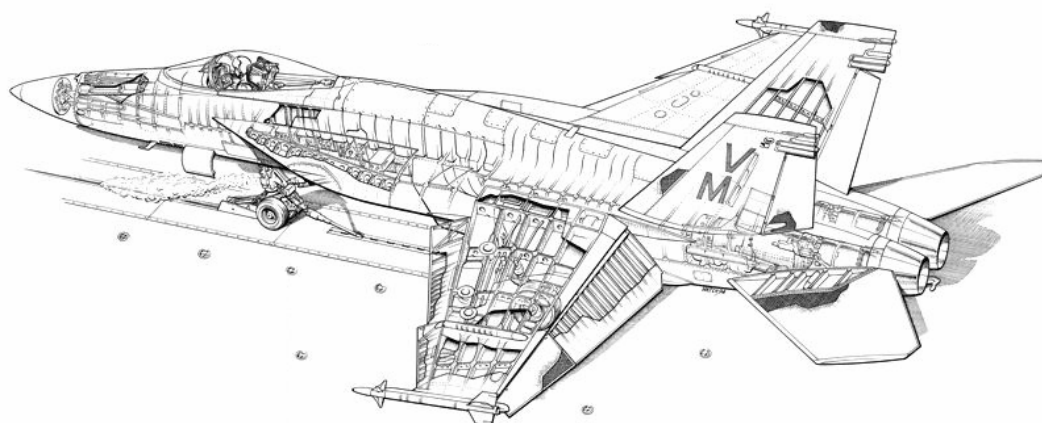


Figura – Schema tecnico

ALA

La forma in pianta è trapezoidale con una freccia di 26.6° , ed un dente di sega posizionato intorno al 60% della semiapertura alare.

Quest'ala infatti è ottimizzata per l'efficienza in subsonico, e per fornire alla configurazione basse velocità in atterraggio.



Figura – La discontinuità a dente di sega sul bordo di attacco intorno al 60% della semiapertura alare è chiaramente visibile su questo F 18F Super Hornet

Abbiamo inoltre ampie superfici di bordo di uscita ed infatti sia alettoni che flap occupano fino a quasi il 30% della corda. Per quanto riguarda i flap abbiamo una tipologia a “*double slotted*” con una superficie totale pari a $8.97 [m^2]$.



Figura – L’area flappata del Super Hornet è molto elevata per consentire all’aereo di operare dal ponte di una portaerei

All’esterno troviamo invece gli alettoni che sono deflessi sia simmetricamente per aumentare la portanza globale sia asimmetricamente per i comandi di rollio, la superficie totale è pari a $3.25 [m^2]$.



Figura – Flap di bordo di attacco e di bordo di uscita

Per quanto riguarda i flap di bordo di attacco abbiamo invece una superficie pari a $3.09 [m^2]$, tuttavia la loro estensione non è per l'intera apertura ma termina con la discontinuità a dente di sega.

FUSOLIERA

La fusoliera è a forma convenzionale. Il “forebody” ha una sezione circolare, passando, prima della cabina, ad una forma ellittica con asse principale verticale. Il rapporti di finezza è di poco superiore a 3.



Figura – Forebody

All'altezza dell'abitacolo troviamo le “strakes” di forma convessa, la cui freccia media è pari a 72° . Sotto ad esse vi sono le gondole dei motori a sezione squadrata per ridurre la traccia radar. Da questo punto in poi la fusoliera si piega fino ad assumere una sezione quasi rettangolare fino a confluire negli scarichi dei motori.



Figura – Presa d'aria squadrata localizzata sotto la “strake” a profilo appuntito per favorire il distacco del vortice

La parte della fusoliera presenta inoltre il gancio di arresto per la frenata in un atterraggio su portaerei.

SUPERFICI DI CODA

Tutte le superfici di coda utilizzano profili biconvessi a ridotto spessore percentuale, inferiore al 4%. I piani di coda orizzontali sono superfici interamente mobili, sia per il comando di beccheggio che per il comando di rollio. L'area totale è pari a $12.24 \text{ [m}^2\text{]}$.



Figura – Superfici di coda

Per quanto riguarda i piani di coda verticali, questi sono inclinati verso l'esterno di 20° , sia per ridurre la traccia radar dell'aereo, sia per ridurre l'ingombro verticale, fattore fondamentale per riuscire ad inserire l'aereo nell'hangar di una portaerei. La loro superficie totale è pari a $13.4 [m^2]$. Incorporano inoltre i timoni con un'area pari a $3.09[m^2]$.



Figura – Superfici di coda

3.2.3-3 – ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO

In subsonico il flusso dell'ala è semplicemente quello canonico di un'ala a freccia, anche se il basso spessore percentuale dei profili, ne impone la comparsa di separazione intorno ai 12° .



Figura – Ad incidenze medio alte sono completamente sviluppati sia i vortici delle “strakes” sia quelli delle discontinuità a dente di sega

Superate queste incidenze l'ala tenderà ad essere stallata eccezion fatta delle zone sotto influenza del vortice della “strake” e del vortice della discontinuità a dente di

sega sul bordo di attacco, che ritarderanno la separazione, dell'area influenzata, fino ai 30° . Tenderà inoltre a svilupparsi un piccolo vortice all'apice dell'ala, la cui diffusione sarà tuttavia immediata. Il suo effetto sarà quello di curvare leggermente verso l'esterno la traiettoria del vortice della "strake".



Figura – Nell'immagine si distingue chiaramente il vortice della "strake" ed il vortice creato all'apice dell'ala

La maggior parte dell'aereo sarà influenzata fortemente dal flusso delle "strakes" che, data la loro ampia superficie, saranno in grado di produrre un campo vorticale di notevoli dimensioni. Alle basse incidenze i vortici si trascinano fino al bordo di uscita dell'ala influenzandone il flusso e ritardandone la separazione.



Figura – Ad incidenze basse il vortice della "strake" si trascina fino al bordo di uscita dell'ala

Aumentando l'incidenza il punto di diffusione del vortice tenderà a spostarsi verso monte fino ad arrivare al bordo di uscita della “*strake*” intorno ai 30°.



Figura – A medie incidenze il “breakdown” del vortice si sposta sopra la superficie alare

La “*strake*” risulterà completamente stallata intorno ai 50°, ben al di fuori dell'incidenza massima consentita dal sistema di controllo a bordo dell'aereo, che ne impedisce le escursioni oltre i 40°.

A queste incidenze solo le “*strakes*” ed il “*forebody*” riusciranno a produrre un flusso organizzato, il resto dell'aereo lascerà dietro di sé una scia turbolenta con basso livello energetico.



Figura – Ad elevate incidenze solo “strakes” e “forebody” producono ancora un flusso organizzato

Per quanto riguarda il muso, la sua finezza consente di ritardare la comparsa di asimmetrie idrodinamiche fino ai 35° . Inoltre il suo campo aerodinamico è pesantemente influenzato da quello delle “*strakes*” che ne assorbono i vortici, dissipandoli velocemente prima della fine dell’abitacolo.

In transonico l’effetto delle onde d’urto sullo strato limite sarà attenuato dalle velocità indotte dai vortici rilasciati a monte.

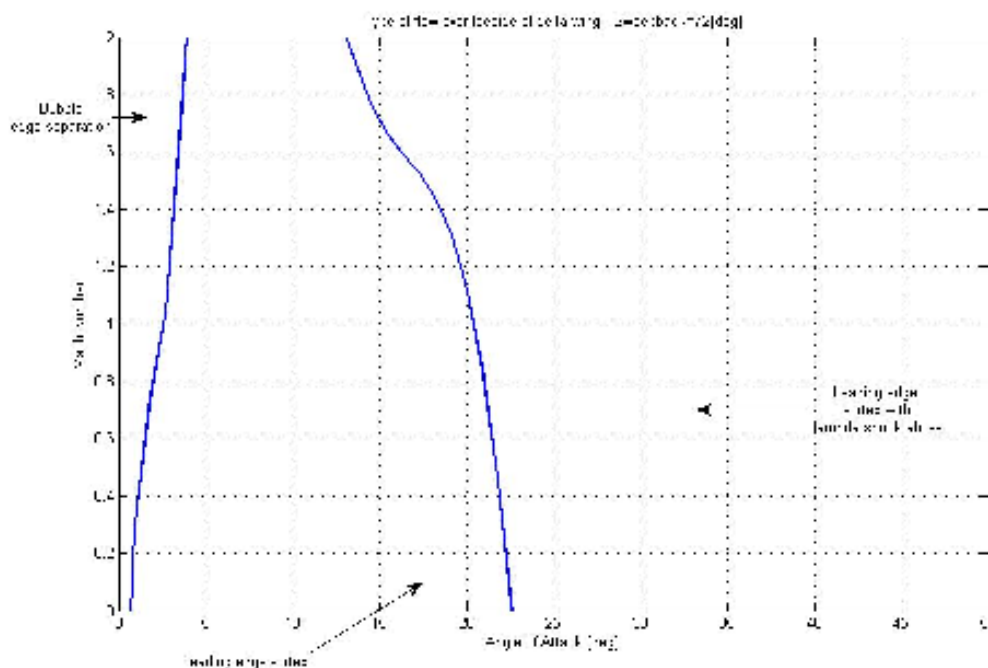


Figura – Campo di flusso a variare del numero di Mach e dell’incidenza per la “strake”

A velocità di crociera supersonica, Mach 1.6, l’urto sul muso sarà attaccato, mentre la superficie alare avrà un bordo di attacco pienamente supersonico. La parte interna però continuerà ad essere influenzata dai vortici della “*strake*”.

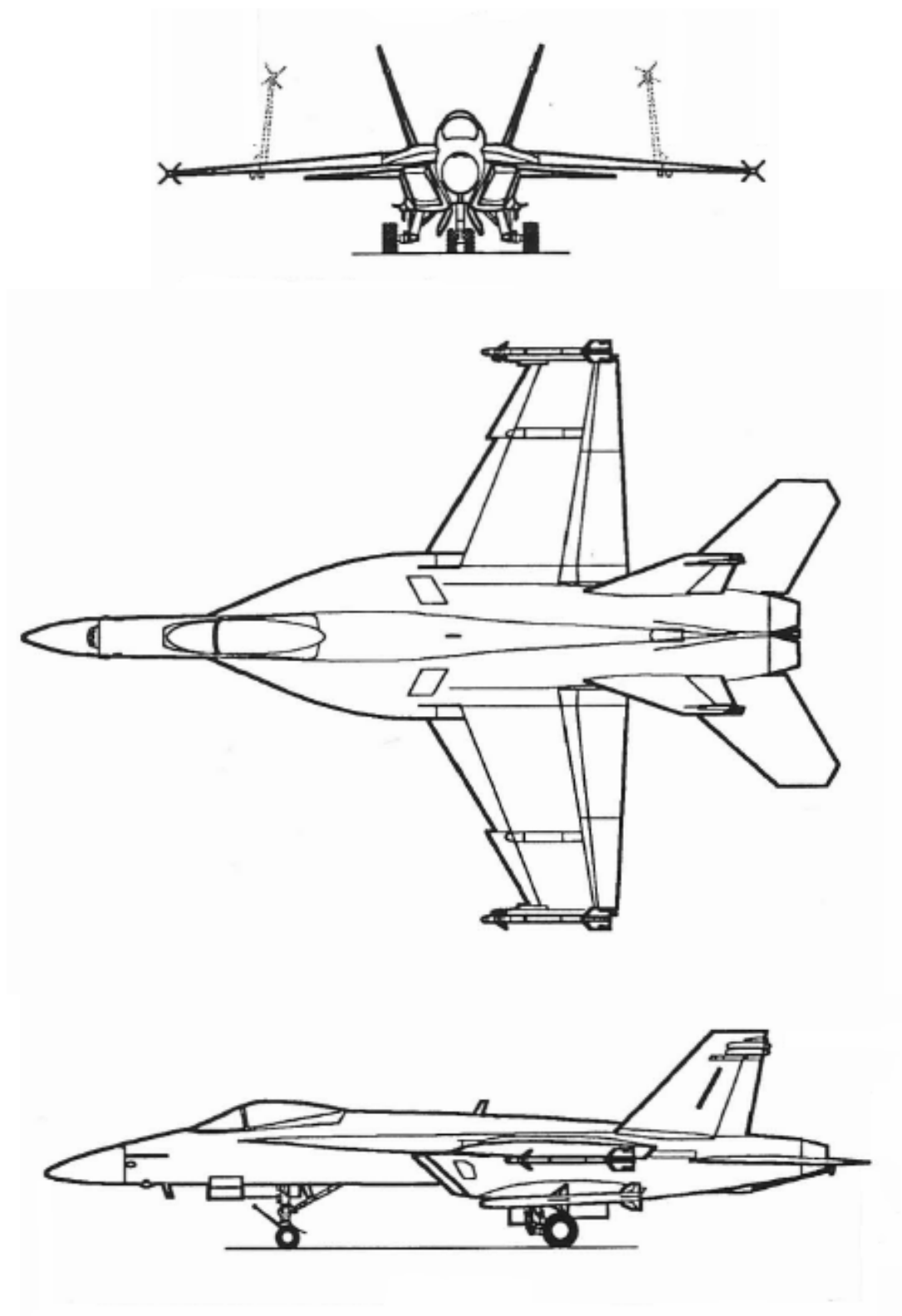


Figura – Dato il loro bordo di attacco appuntito le “strakes” riescono a produrre il consueto vortice anche ad incidenze negative come mostrato nell’immagine

3.2.3-4 – DATI TECNICI RIASSUNTIVI

Successivamente saranno messi in evidenza le principali caratteristiche del caccia, sia geometriche che capacitive.

DISEGNI TECNICI



DATI GEOMETRICI

PRINCIPALI CARATTERISTICHE GEOMETRICHE	
<i>Lunghezza [m]</i>	18.38
<i>Larghezza [m]</i>	13.62
<i>Altezza [m]</i>	4.88
$S [m^2]$	46.45
$S_{Tail}^{Horizontal} [m^2]$	12.24
$S_{Tail}^{Vertical} [m^2]$	13.4
$S_{Rudder} [m^2]$	3.09
$S_{Aileron} [m^2]$	3.25
$S_{Canard} [m^2]$	/
$S_{Tail}^{Horizontal} / S$	0.26
$S_{Tail}^{Vertical} / S$	0.29
S_{Rudder} / S	0.06
$S_{Aileron} / S$	0.07
S_{Canard} / S	/

DATI TECNICI

Nella seguente tabella il peso $W_{Dogfight}$ è la somma dei seguenti valori

- ✓ Peso a vuoto operativo
- ✓ Peso di 4 missili, 2 a lungo raggio, 2 a corto raggio; nel caso seguente il *Raytheon AIM 120C-7* (161.5 [kg]) ed il *Raytheon AIM 9X* (85 [kg])
- ✓ Peso carburante all'inizio del combattimento, 2500 [kg] se il caccia è bimotore, 1250 [kg] se è monomotore
- ✓ Pesi rimanenti, solitamente armamento cannone più pilota, 200 [kg]

Per quanto riguarda il valore $T_{Dogfight}$, questo è il valore della spinta nominale moltiplicato per un fattore correttivo pari a 0.785, fattore empirico per calcolare la perdita di spinta rispetto a quella nominale nelle condizioni di combattimento ($h=3000$ [m], $Mach=0.80/0.85$).

La configurazione esaminata in questo caso monta due motori *General Electric F414* – GE - 400.

PRINCIPALI CARATTERISTICHE TECNICHE	
$W_{Operative}^{Empty}$ [kg]	14552
W_{Fuel}^{Max} [kg]	6354
$W_{Dogfight}$ [kg]	17745
$W_{Ordnance}^{Max}$ [kg]	8028
$W_{TakeOff}^{Max}$ [kg]	29937
T_{Dry} [Kg]	12510
$T_{Afterburner}$ [Kg]	18630
Fattori di Carico Massimo	+7.5/-3
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry}$	0.55

$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner}$	0.82
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry} \quad h = 0$	0.70
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner} \quad h = 0$	1.05
$\left(\frac{W}{S}\right)_{Dogfight} \quad [kg/m^2]$	382
<i>Quota Massima Operativa [m]</i>	15240
<i>Velocità Massima Limite ($h=0$ [m]) [km/h]</i>	1200
<i>Velocità Massima Limite ($h=11000$ [m]) [km/h]</i>	1900
<i>Mach Limite</i>	1.8



3.2.4 – LOCKHEED-MARTIN F 22A “RAPTOR”

L’aereo, capostipite della generazione dei caccia “*stealth*”, è il risultato di un progetto di 25 anni in cui hanno partecipato i colossi dell’industria aeronautica americana. Il suo design incorpora infatti molte novità rispetto alla generazione precedente. Abbiamo una cospicua riduzione della traccia radar, un’elevata manovrabilità, con volo controllato oltre i 60° di incidenza, e capacità di crociera supersonica senza l’utilizzo del post-bruciatore.



Figura – La riduzione della traccia radar ha influenzato pesantemente l’architettura esterna del Raptor , ed infatti la presenza di spigolature è notevole

Il design è innovativo e non si basa su nessuna filosofia precedente. Ad esso tuttavia confluiscono tutti gli studi, aerodinamici e non, effettuati sulla quarta generazione ed infatti le prestazioni dell’aereo sono, in determinati campi, al di sopra delle possibilità di tutti gli altri progetti in commercio, anche se per quanto riguarda l’agilità dell’asse corpo attorno al vettore velocità rimane al di sotto delle capacità dei modelli sovietici. Tuttavia l’elevata complessità della macchina ne ha reso il costo d’acquisto e di manutenzione quasi proibitivi ed infatti non si prevede una costruzione su larga scala ma il limitato utilizzo da parte dell’aviazione statunitense.

3.2.4-1 – ANALISI GENERALE

Il dover sottostare al requisito di ridurre al minimo la traccia radar ha influenzato fortemente la geometria del caccia. Infatti si ritrovano tipici accorgimenti di questa dottrina, come l’utilizzo dello stesso valore di freccia per i bordi di attacco e di uscita di tutte le superfici aerodinamiche, l’eliminazione di tutti gli angoli retti fra le superfici, il trasporto degli armamenti in stive ventrali.



Figura – Uno degli accorgimenti più facilmente individuabili nella geometria esterna, per la riduzione della traccia radar, è il fatto che in pianta tutte le superfici portanti hanno lo stesso angolo di freccia al bordo di attacco

Tutti questi aspetti hanno conferito al *Raptor* una forma particolare, squadrata, a differenza dei suoi predecessori, dove era imperativo carenare ogni spigolo per ridurre al minimo la resistenza ed esaltarne le prestazioni. Tuttavia grazie alla scelta equilibrata ed opportuna delle forme non vi sono stati eccessive penalizzazioni dal punto di vista aerodinamico ed anzi tutt'ora resta il caccia con l'agilità del vettore velocità maggiore.



Figura – Anche la forma del “forebody”, spigolato, è stata dettata dalla riduzione della traccia radar

L'aereo inoltre è all'avanguardia anche dal punto di vista strutturale, in quanto utilizza materiali termoplastici di nuova concezione, ed elevate quantità di compositi. Il tutto consente di mantenere un'elevata resistenza della cellula senza compromessi sul piano ponderale.

Infine anche l'avionica è stata aggiornata ed oltre al consueto sistema *"fly by wire"*, imperativo per la stabilità statica rilassata della cellula, troviamo un apparato radar di nuova generazione che non presenta alcuna parte meccanica mobile, aumentandone quindi capacità ed affidabilità.

3.2.4-2 – ASPETTI GEOMETRICI DELL'AERODINAMICA

L'intero aereo è stato progettato sotto il requisito dell'invisibilità radar, quindi molte scelte aerodinamiche sono state vincolate a questo parametro. Le più importanti sono, lo stesso valore di freccia del bordo di attacco dell'ala, della superficie di coda orizzontale e verticale, del labbro superiore della presa d'aria. L'utilizzo di *"chines"* nel *"forebody"*, l'inclinazione verso l'esterno dei piani di coda verticale, in modo che la loro proiezione in pianta abbia la stessa freccia dell'ala.



Figura – Vista in pianta del Raptor

Tuttavia, anche seguendo questi vincoli, l'aerodinamica del *Raptor* è molto raffinata e consente al caccia prestazioni estreme, infatti l'aereo è in grado di volare trimmato e controllato anche ad incidenze di 60° , inoltre è in grado di raggiungere e mantenere il regime supersonico senza l'utilizzo del post-bruciatore.

La riduzione della traccia radar però ha imposto anche delle penalizzazioni, come ad esempio la richiesta di prese d'aria fisse, che non essendo ottimizzate per l'intero inviluppo supersonico, presentano all'aumentare della velocità, cospicue perdite riducendo la capacità di spinta dei motori.

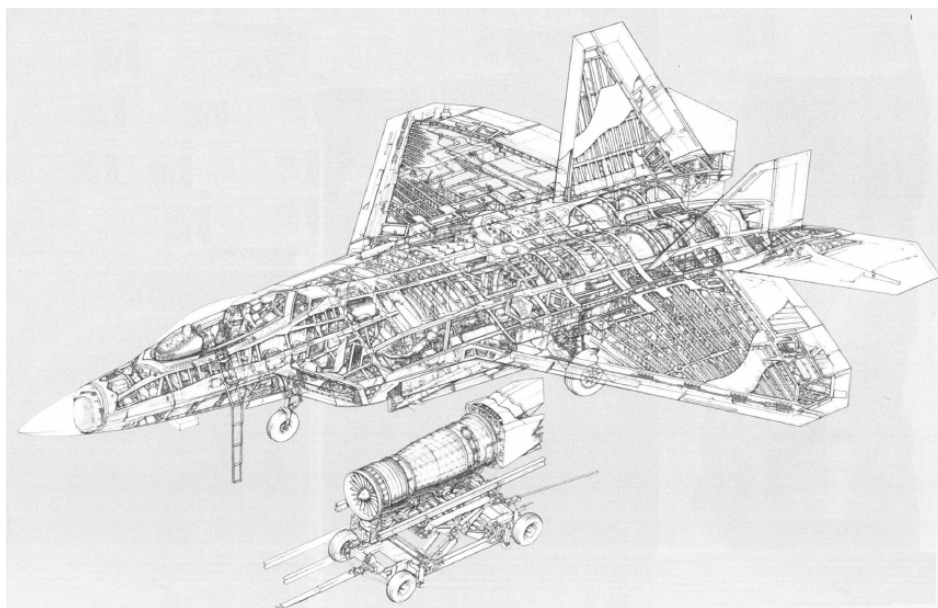


Figura – Schema tecnico

ALA

Il caccia monta un'ala romboidale, con una freccia di 42° , la cui forma in pianta è stata scelta per ridurre la traccia radar. La sua forma è svantaggiosa per la freccia aerodinamica, tuttavia fornisce un ampio spazio per l'alloggiamento del carburante e, data l'elevata corda alla radice, consente di avere un buon compromesso nei riguardi dello spessore, pur mantenendo dei profili supersonici.



Figura – L'ala del Raptor ha una forma a rombo con una freccia al bordo di attacco di 42°

L'angolo diedro è negativo, $-3^\circ 15'$, e questo comporta un vantaggio, in quanto grazie al suo effetto combinato con la deflessione dei flap di bordo di attacco, l'aereo è in grado di ottenere il così detto inarcamento conico, che riduce la resistenza legata alla produzione di portanza durante il regime supersonico. Questo consente al caccia di raggiungere anche fattori di carico dell'ordine dei 6 g senza dover ridurre

eccessivamente la sua velocità e tornare quindi subsonico. I suddetti flap di bordo di attacco, la cui area totale è pari a $4.76 [m^2]$, vengono utilizzati anche in subsonico sia come “*vortex flap*”, sia per ritardare lo stallo dei profili.



Figura – Come si vede l’ala ha una forma inarcata per aumentarne le prestazioni di manovra in regime supersonico, si vedono anche le superfici mobili sia di bordo di attacco che di bordo di uscita

Sul bordo di uscita troviamo alla radice i “*flaperons*”, utilizzati sia per il decollo e l’atterraggio, sia per modificare la curvatura del profilo durante le manovre in campo transonico, la superficie totale è pari a $5.10 [m^2]$. Accanto a questi troviamo gli alettoni, con una superficie di $1.98 [m^2]$, la cui funzione è condivisa dalle superfici di coda orizzontali interamente mobili.

Per quanto riguarda i profili, questi hanno uno spessore percentuale alla radice pari al 5.92%, mentre all’estremità troviamo uno spessore del 4.29%. La loro geometria è stata studiata appositamente per l’impiego su questo aereo e si tratta di profili supercritici ottimizzati per lo sviluppo di un coefficiente di portanza pari a 0.8 ad un Mach di 0.9.

FUSOLIERA

La fusoliera incomincia con un “*forebody*” a sezione quadrilatera, progettato per ridurre la traccia radar e per migliorare la manovrabilità dell’aereo ad elevate incidenze.



Figura – Il muso è quasi del tutto squadrato

A valle troviamo le prese d'aria e la stiva per gli armamenti che vanno a fondersi insieme fino a raccordarsi con le gondole dei motori.

Le prese d'aria hanno una forma a diamante e sono a geometria fisse per ridurre al minimo le parti mobili metalliche che potrebbero aumentare la traccia radar dell'aereo. Inoltre i condotti hanno una forma a doppia "S" per ridurre l'eco radar di ritorno della faccia del compressore.

Sopra le prese d'aria troviamo le "strakes", con un'elevata freccia di 83°, in grado di produrre nell'intero inviluppo dell'aereo un vortice consistente. La loro estremità è appuntita per esaltare la separazione del flusso.



Figura – Coda del caccia, con gli ugelli di coda bidimensionali orientabili

La fusoliera termina con gli scarichi dei motori, ad ugelli orientabili, di forma bidimensionale e affogati parzialmente fra i piani di coda orizzontali, per ridurre la traccia infrarossa il più possibile.

SUPERFICI DI CODA

Tutti i piani di coda hanno profili biconvessi, a ridotto spessore percentuale, ottimizzati per il funzionamento in regime supersonico.

I piani di coda orizzontali sono superfici interamente mobili, simmetricamente per il comando di beccheggio, asimmetricamente per il comando di rollio. La loro freccia è identica a quella dell'ala e la loro forma in pianta è studiata per ricalcare grossomodo quella della superficie alare, per ridurne l'eco radar. La superficie totale è pari a $12.63 [m^2]$.



Figura – Piani di coda

Le superfici di coda verticali sono inclinate verso l'esterno di 25° , ed hanno una superficie totale pari a $16.54 [m^2]$. Incorporano dei timoni “*full span*”, con un'area totale pari a $5.09 [m^2]$ che, oltre al loro funzionamento canonico, vengono deflessi asimmetricamente come aerofreno e vengono utilizzati in coordinazione con tutte le altre superfici mobili e gli ugelli di scarico orientabili nel piano longitudinale, per eseguire le manovre il più efficacemente possibile.

3.2.4-3 – ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO

Alle basse incidenze il flusso sarà attaccato su tutto il dorso dell'aereo, eccezion fatta per piccole separazioni a bolla nelle zone della “*strake*” e della radice dell'ala.



Figura – Alle basse incidenze il flusso è attaccato e presenta un predominante sviluppo longitudinale

Dato il basso spessore percentuale dei profili, questi stalleranno prima dei 10° , anche se la deflessione del flap di bordo di attacco impedirà separazioni marcate fino ad almeno 15° .

Ad incidenze superiori allo stallo dei profili, il vortice prodotto dal “*forebody*” si va a fondere con la scia rilasciata dal labbro superiore della presa d'aria e con il vortice prodotto dalla “*strake*”.

Questo andrà a creare un unico sistema vorticoso, abbastanza stabile per arrivare fino a valle, il cui centro di azione è spostato verso l'interno rispetto al caso in cui fosse presente solo la “*strake*”.



Figura – Si vedono chiaramente i vortici sviluppati dall’ala, dalla “strake” e dal punto di congiunzione della linea di separazione del “forebody” con il labbro superiore della presa d’aria

Superata la “strake” l’asse del sistema vorticoso piegherà leggermente verso l’esterno interagendo con il vortice rilasciato dall’ala.



Figura – Vortice dell’ala e della “strake”, notare la deflessione verso l’esterno di quest’ultimo una volta superato il “kink” alla radice alare

A questo valore dell’angolo di attacco il vortice della “strake” è in grado di sopravvivere fino al bordo di uscita dell’ala, mentre il vortice di quest’ultima esploderà dopo essersi spostato a valle di una quantità pari al 15% della corda alla radice.



Figura – Aumentando l'incidenza il vortice della “strake” si dissipa prima di raggiungere il bordo di uscita dell’ala

Aumentando ancora l'incidenza il vortice dell'ala tenderà a scomparire mentre quello della “strake” incomincerà a far risalire il punto di “breakdown” verso monte. Avremo inoltre una tendenza al disaccoppiamento fra il vortice del “forebody” e quello della “strake”.



Figura – Vortice dell’ala e della “strake”, sul resto della superficie alare il flusso è invece separato

Per quanto riguarda lo stallo globale l'ala sarà completamente avvolta in una scia turbolenta non appena il “*breakdown*” della “*strake*” arriverà al “*kink*” della radice alare, ovvero intorno ai 42°.

Lo stallo totale invece avverrà intorno ai 67° dove né la “*strake*” né il “*forebody*” saranno più in grado di produrre un flusso organizzato.



Figura – Formazione del sistema vorticoso fra flusso delle “strakes” e del “forebody”

Per quanto concerne il “*forebody*”, data la sua forma in sezione quadrilatera e la sua elevata freccia degli spigoli, fin dalle incidenze superiori ai 10°, sarà in grado di produrre una coppia di vortici molto stabili, garantendo un cospicuo aumento di portanza, senza esercitare effetti negativi sulla configurazione. Inoltre il suo contributo alla stabilità latero-direzionale è favorevole, in quanto con questa sezione trasversale il punto di separazione è fissato. Il fatto di avere le “*chines*” quindi permette al *Raptor* di mantenere la controllabilità anche oltre i 25°, angolo al quale le derive di coda verticali vengono completamente investite dalla scia dell'ala.



Figura – Vortice prodotto dal “forebody”

Per quanto riguarda il volo a Mach elevati la situazione della singola ala e della singola “strake” sono le seguenti.

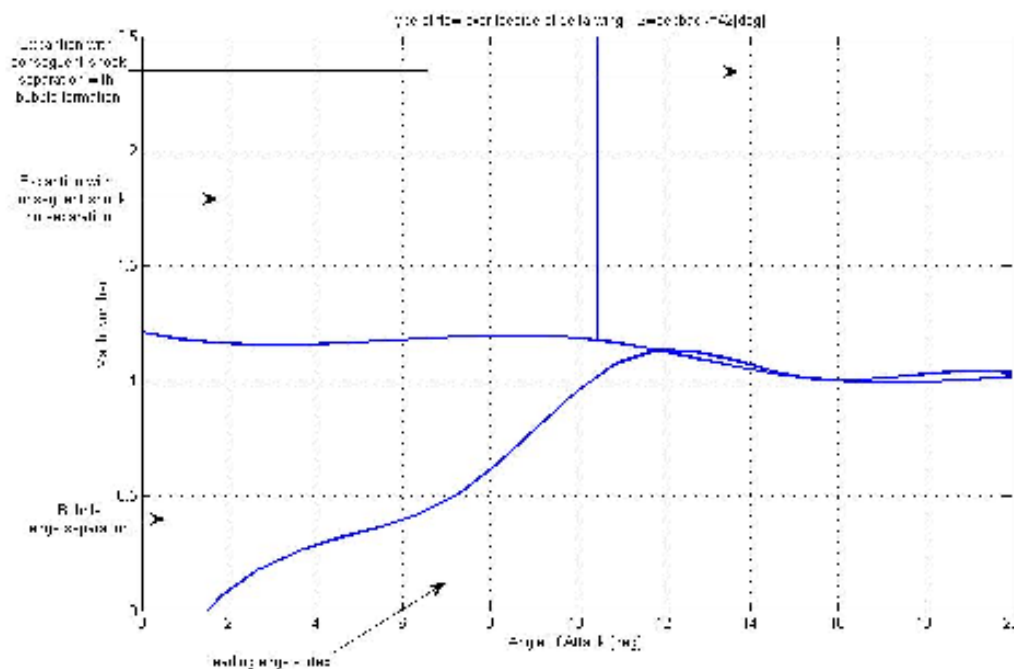


Figura – Campo di flusso a variare del numero di Mach e dell’incidenza per l’ala

Come si può vedere sull’ala, in supersonico, andrà a formarsi un’espansione con conseguente urto. Inoltre l’onda d’urto transonica sui profili sarà mitigata dall’effetto benefico del vortice della “strake”, che si sposta sul dorso dell’aereo. Nell’eventualità di manovre effettuate in supersonico, la deflessione dei flap di bordo di attacco,

imporrà all'ala una curvatura conica che ridurrà la resistenza riducendo l'entità dell'urto e spostando la tipologia del flusso verso la consueta separazione di bordo di attacco.

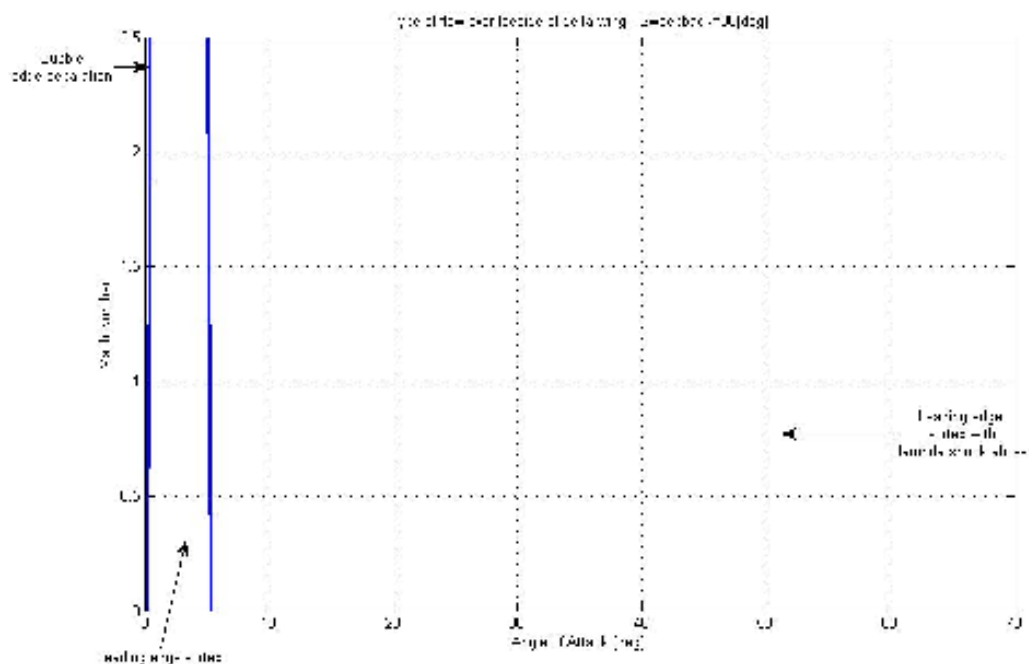


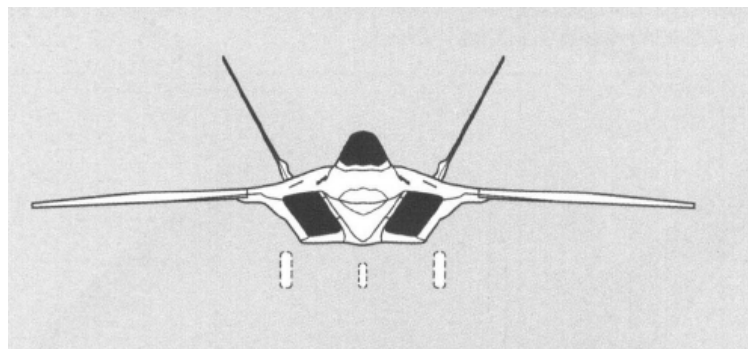
Figura – Campo di flusso a variare del numero di Mach e dell'incidenza per la “strake”

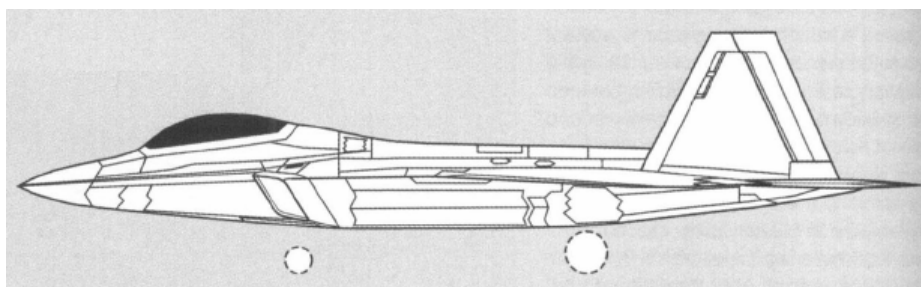
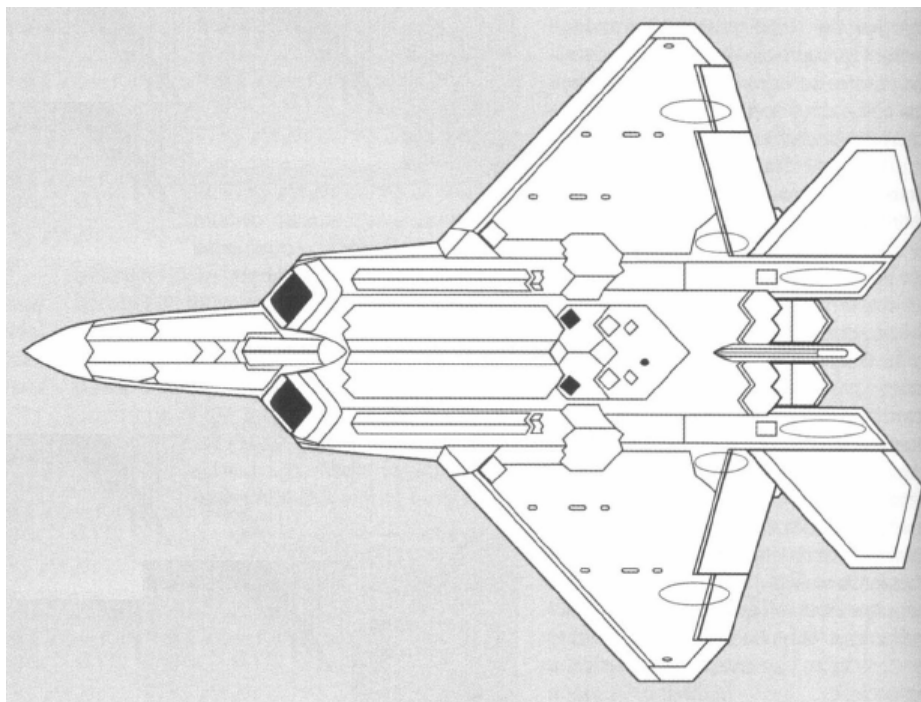
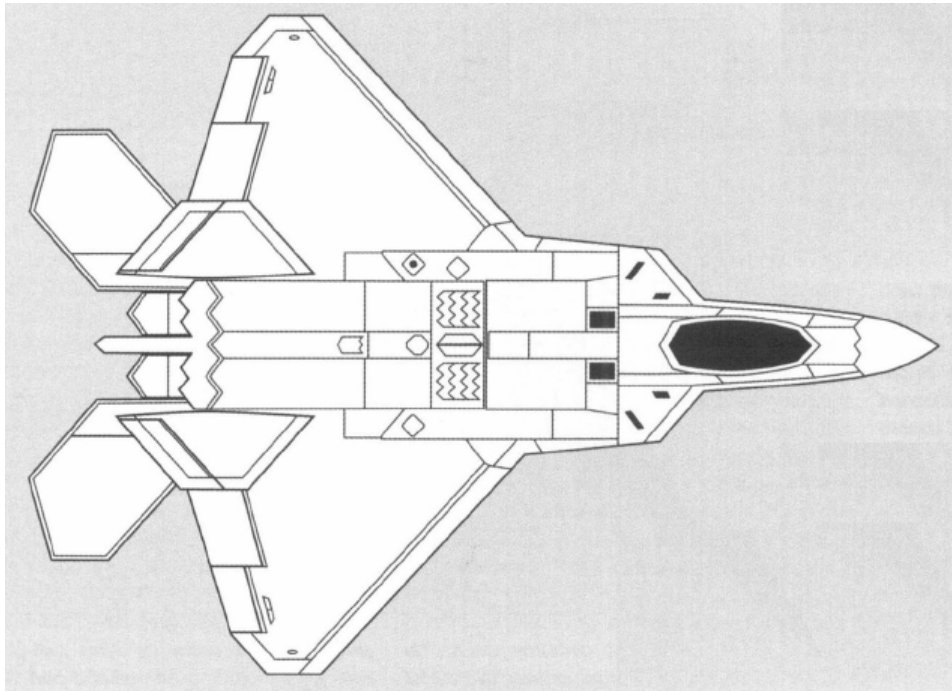
La “strake” invece data la sua elevata freccia, in tutto il dominio di volo, presenterà la formazione del consueto vortice. Ai regimi subsonici ed alle elevate incidenze la formazione di un urto, dovuto alle elevate accelerazioni imposte dalla separazione al bordo di attacco, sul dorso del vortice è in gran parte annullata dall'effetto benefico dei vortici rilasciati dalle “chines” a monte.

3.2.4-4 – DATI TECNICI RIASSUNTIVI

Successivamente saranno messi in evidenza le principali caratteristiche del caccia, sia geometriche che capacitive.

DISEGNI TECNICI





DATI GEOMETRICI

PRINCIPALI CARATTERISTICHE GEOMETRICHE	
<i>Lunghezza [m]</i>	18.92
<i>Larghezza [m]</i>	13.56
<i>Altezza [m]</i>	5.08
$S [m^2]$	78
$S_{Tail}^{Horizontal} [m^2]$	12.63
$S_{Tail}^{Vertical} [m^2]$	16.54
$S_{Rudder} [m^2]$	5.09
$S_{Aileron} [m^2]$	1.98
$S_{Canard} [m^2]$	/
$S_{Tail}^{Horizontal} / S$	0.16
$S_{Tail}^{Vertical} / S$	0.21
S_{Rudder} / S	0.065
$S_{Aileron} / S$	0.025
S_{Canard} / S	/

DATI TECNICI

Nella seguente tabella il peso $W_{Dogfight}$ è la somma dei seguenti valori

- ✓ Peso a vuoto operativo
- ✓ Peso di 4 missili, 2 a lungo raggio, 2 a corto raggio; nel caso seguente il *Raytheon AIM 120C-7* (161.5 [kg]) ed il *Raytheon AIM 9X* (85 [kg])
- ✓ Peso carburante all'inizio del combattimento, 2500 [kg] se il caccia è bimotore, 1250 [kg] se è monomotore
- ✓ Pesi rimanenti, solitamente armamento cannone più pilota, 200 [kg]

Per quanto riguarda il valore $T_{Dogfight}$, questo è il valore della spinta nominale moltiplicato per un fattore correttivo pari a 0.785, fattore empirico per calcolare la perdita di spinta rispetto a quella nominale nelle condizioni di combattimento ($h=3000$ [m], $Mach=0.80/0.85$).

La configurazione esaminata in questo caso monta due motori, ad ugelli orientabili nel piano verticale $-20^{\circ}/+20^{\circ}$, *Pratt & Whitney F119 – PW - 100* .

PRINCIPALI CARATTERISTICHE TECNICHE	
$W_{Operative}^{Empty}$ [kg]	14365
W_{Fuel}^{Max} [kg]	9979
$W_{Dogfight}$ [kg]	17558
$W_{Ordnance}^{Max}$ [kg]	9080
$W_{TakeOff}^{Max}$ [kg]	30125
T_{Dry} [Kg]	19800
$T_{Afterburner}$ [Kg]	32150
Fattori di Carico Massimo	+9/-3.5

$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry}$	0.88
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner}$	1.44
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry} \quad h = 0$	1.13
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner} \quad h = 0$	1.83
$\left(\frac{W}{S}\right)_{Dogfight} \quad [kg/m^2]$	225
<i>Quota Massima Operativa [m]</i>	19500
<i>Velocità Massima Limite (h=0 [m]) [km/h]</i>	1714
<i>Velocità Massima Limite (h=11000 [m]) [km/h]</i>	2385
<i>Mach Limite</i>	2.25



3.3 – SCUOLA EUROPEA

La scuola europea si è sempre distinta per i suoi progetti molto accademici. Eccetto alcuni rari casi non sono mai stati sviluppati design innovativi, bensì sono stati costruiti aerei dalle linee semplici, senza complicate soluzioni aerodinamiche.

Come specifiche di progetto questa scuola è molto simile a quella americana ed infatti si trovano rapporti spinta peso abbastanza elevati ma soprattutto carichi alari molto bassi.

Nell'ultima generazione le industrie europee hanno tutte adottato la formula di design ad ala a delta canard, perfezionamento della delta semplice, i cui vantaggi erano oramai ben conosciuti grazie anche all'intenso utilizzo di questa formula negli anni da parte della *Dassault Aviation*.

I caccia europei si distinguono quindi per la loro forma semplice ma anche per la loro elevata agilità, in quanto, in generale sono cellule piccole e molto leggere, ideali quindi per il combattimento ravvicinato.

Anche questa scuola tuttavia non ha mai sviluppato capacità di volo in regime di post-stallo e non prevede di introdurlo nemmeno nelle generazioni future.



Figura – L'EF 2000 è il rappresentante più conosciuto della filosofia di progetto europea

3.3.1 – EUROFIGHTER EF 2000 “TYPHOON”

Il caccia è un delta canard con capacità multiruolo, progettato e prodotto da un consorzio di tre partners separati, *Alenia Aeronautica*, *BAE Systems*, *EADS*.

Costruito per essere sia agile che versatile, è instabile longitudinalmente. La stabilità viene controllata da un computer di bordo “*fly by wire full authority*”, che consente un utilizzo della leva di comando senza problemi, in quanto mantiene l’assetto di volo automaticamente dentro l’involuppo di volo e previene di effettuare manovre eccessive.

Il caccia inoltre è stato progettato anche per i combattimenti aria-aria ravvicinati, incorpora quindi dimensioni ridotte e sensori infrarosso che consentono di puntare un missile anche in modalità “*off-boresight*”.



Figura – Le capacità dell’Eurofighter sono ampiamente sviluppate, sia nel ruolo aria-aria che in quello aria-terra

3.3.1-1 – ANALISI GENERALE

L’aspetto principale del caccia è l’architettura canard e l’instabilità longitudinale della cellula in subsonico. Questa configurazione riduce al minimo la resistenza di trim, e rende più veloce la risposta di un comando nel canale longitudinale, conferendo ottime capacità di beccheggio.

Per il resto la configurazione è semplice, non utilizza il layout integrale, e la fusoliera ha una forma quasi rettangolare.



Figura – L'architettura è semplice e i volumi di ingombro sono ridotti al minimo

La cellula inoltre fa ampio utilizzo di tecnologie “*stealth*” come materiali radar-assorbenti, la forma a doppia “S” del condotto che porta l’aria ai compressori dei motori, l’utilizzo della medesima freccia nell’ala e nei canard.

3.3.1-2 – ASPETTI GEOMETRICI DELL’AERODINAMICA

La configurazione è a delta canard. La linea della fusoliera è poco sviluppata, non abbiamo raccordi con l’ala, tuttavia sono stati utilizzati altri accorgimenti per migliorare il campo aerodinamico, che successivamente saranno descritti.

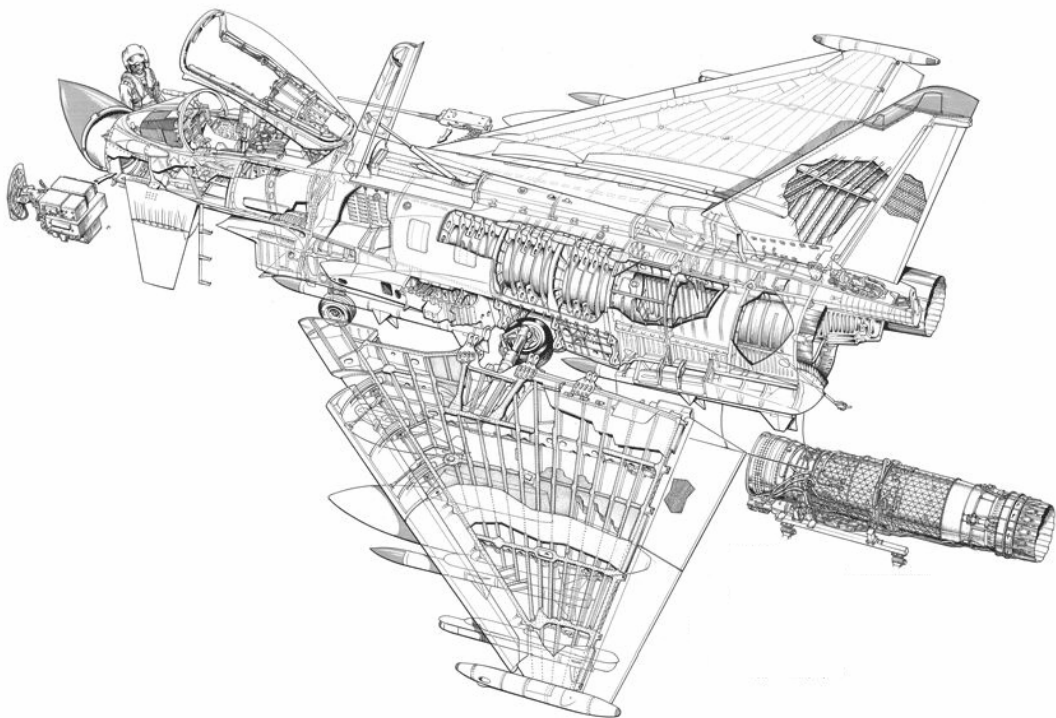


Figura – Schema tecnico

Del resto la semplicità della cellula è il punto di forza dell'aereo che ha consentito di eliminare tutti i pesi superflui ed infatti nella sua categoria è fra quelli con il peso a vuoto operativo minore.

ALA

L'ala ha una forma a delta semplice, di freccia pari a 53° , con spessore inferiore al 5%. Incorpora flap di bordo di attacco, di superficie pari a $4.26 \text{ [m}^2\text{]}$, la cui percentuale di corda del profilo in apertura ha una distribuzione conica. La loro funzione è quella di ottimizzare, insieme ai "flaperons", la curvatura dell'ala.



Figura – Nella figura il caccia mostra i flap di bordo di attacco in posizione di deflessione massima, durante una manovra ad elevato fattore di carico

La loro funzione secondaria è anche quella di rendere l'ala asimmetrica per aiutare gli alettoni nel comando di rollio.

Sul bordo di uscita troviamo i flap, internamente, con una superficie pari a $3.13 \text{ [m}^2\text{]}$ e gli alettoni, di superficie pari a $3 \text{ [m}^2\text{]}$.



Figura – Flap di bordo di uscita in posizione di deflessione massima

Solitamente le superfici di bordo di uscita aiutano i canard nel comando di beccheggio, mentre il comando di rollio è principalmente assolto dagli alettoni. L'ala presenta un marcato svergolamento all'estremità per mantenere il più possibile il flusso operativo sugli alettoni alle elevate incidenze.

FUSOLIERA

Il muso ha una sezione circolare che si mantiene per la maggior parte della sezione superiore della fusoliera. Il rapporto di finezza è pari a 2.

Subito a valle del radome troviamo i canard, il cui piano di giacitura è leggermente sopraelevato rispetto a quello dell'ala. La loro forma in pianta è triangolare con estremità tagliate e la loro freccia è pari a 48° .



Figura – I canard incorporano un angolo di diedro negativo mentre l'ala ha un marcato svergolamento all'estremità

Le superfici sono interamente mobili, ma solo simmetricamente. Incorporano inoltre un angolo di diedro pari a -12° .

A valle del canard troviamo due alette la cui funzione è quella di distaccare un paio di vortici alle elevate incidenze, il cui influsso si manifesta beneficamente a valle sull'ala e su tutta la fusoliera.

Inoltre la loro posizione fa sì che nel gap longitudinale che vi è fra l'ala e i canard non venga a causarsi un distacco asimmetrico di vortici ad elevate incidenze, dato che in questa zona la sezione è ancora circolare e quindi potrebbe avere un potenziale effetto destabilizzante nel canale direzionale.



Figura – Alette per il controllo del flusso alle elevate incidenze

Il resto della fusoliera fa da alloggiamento ai motori, le cui prese d'aria, sono localizzate in posizione ventrale. Queste, sul labbro inferiore, dispongono di alette che si deflettono verso il basso alle elevate incidenze per migliorare l'afflusso d'aria nei condotti.



Figura – Le prese d’aria a sezione quadrata incorporano dei piccoli flap per migliorare l’afflusso d’aria alle elevate incidenze

SUPERFICI DI CODA

Non sono presenti superfici di coda orizzontali, mentre il piano di coda verticale è singolo, con un’area pari a $5.76 [m^2]$, incorporante il timone di superficie di $1.61 [m^2]$. Il profilo è biconvesso.



Figura – Superficie di coda verticale

La superficie risulta essere completamente oscurata dal flusso dell’ala intorno ad un’incidenza pari a 25° .

3.3. 1-3 – ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO

Ala e “*strake*” rilasciano entrambi un vortice in grado di sopravvivere fino ad un’incidenza di 25°, anche se per quanto riguarda l’ala questa presenterà il vortice solo per una lunghezza pari al 50% della corda alla radice. Oltre infatti non riuscirà a penetrare, data la bassa freccia dell’ala.

In generale la configurazione riesce a portare fino ai 35°, grazie alla deflessione ampia del canard, e al “*downwash*” che subisce la parte interna dell’ala, da cui si genera il grosso del vortice.

Tuttavia la parte esterna dell’ala, nonostante lo svergolamento, subirà un intenso “*upwash*” da parte del canard, che porterà ad un progressivo deterioramento delle capacità degli alettoni, che dovranno essere sempre più coadiuvati da una deflessione asimmetrica dei flap di bordo di attacco.



Figura – Vortici prodotti dall’ala

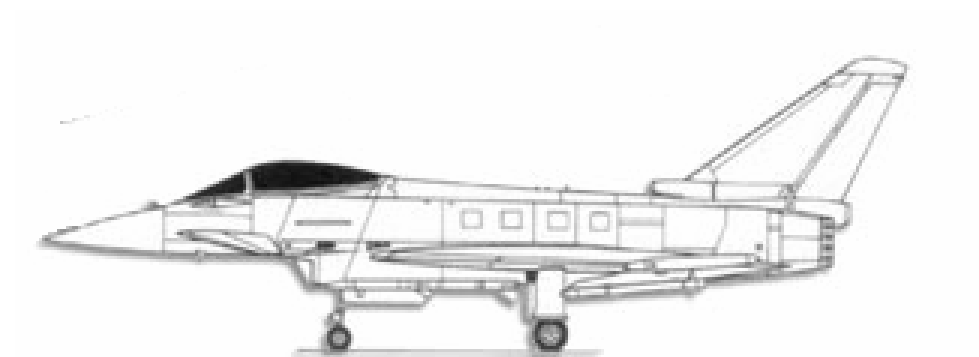
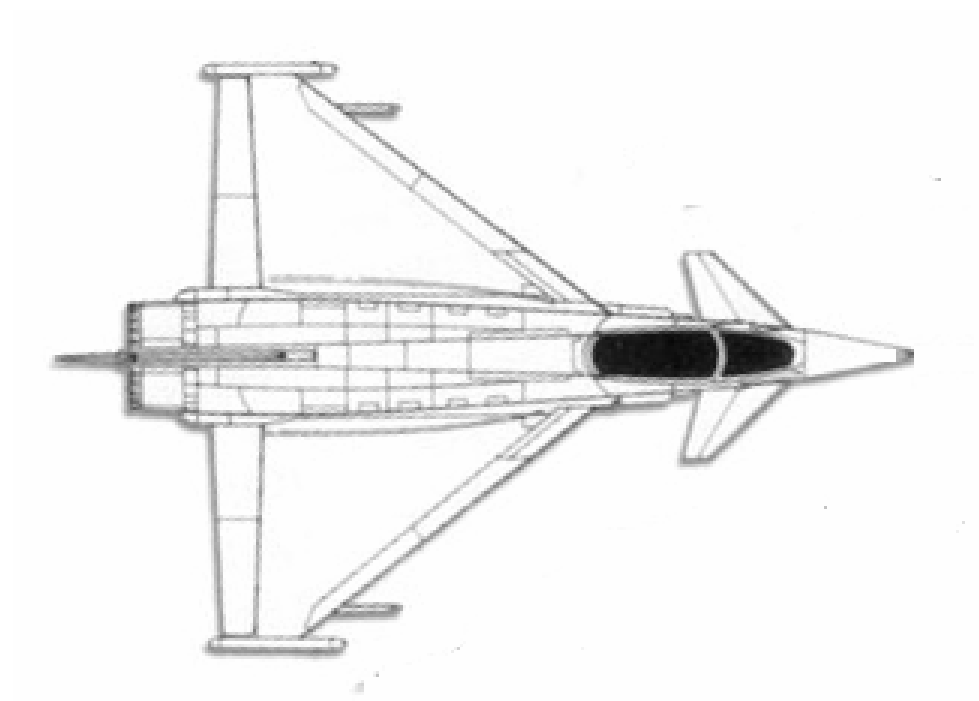
Il “*forebody*” presenta una finezza che consente di evitare l’insorgere dell’instabilità nell’involuppo di incidenza permesso dal computer di bordo. I vortici da questo prodotti tenderanno a dissiparsi all’altezza dell’abitacolo interagendo debolmente con quelli delle superfici mobili.

A valle dei canard vi sono inoltre due piccole alette, il cui compito, oltre a quello di generare un vortice di influsso benefico sull’ala, è quello di fissare la separazione in una zona in cui alle elevate incidenze potrebbero distaccarsi alternativamente vortici in grado di danneggiare la stabilità latero-direzionale dell’aereo.

3.3. 1-4 – DATI TECNICI RIASSUNTIVI

Successivamente saranno messi in evidenza le principali caratteristiche del caccia, sia geometriche che capacitive.

DISEGNI TECNICI



DATI GEOMETRICI

<i>PRINCIPALI CARATTERISTICHE GEOMETRICHE</i>	
<i>Lunghezza [m]</i>	15.96
<i>Larghezza [m]</i>	10.95
<i>Altezza [m]</i>	5.28
$S [m^2]$	50
$S_{Tail}^{Horizontal} [m^2]$	/
$S_{Tail}^{Vertical} [m^2]$	5.76
$S_{Rudder} [m^2]$	1.61
$S_{Aileron} [m^2]$	3
$S_{Canard} [m^2]$	2.4
$S_{Tail}^{Horizontal} / S$	/
$S_{Tail}^{Vertical} / S$	0.11
S_{Rudder} / S	0.03
$S_{Aileron} / S$	0.06
S_{Canard} / S	0.048

DATI TECNICI

Nella seguente tabella il peso $W_{Dogfight}$ è la somma dei seguenti valori

- ✓ Peso a vuoto operativo
- ✓ Peso di 4 missili, 2 a lungo raggio, 2 a corto raggio; nel caso seguente il *Diehl BGT Defence IRIS-T*(87.4 [kg]) ed il *MBDA Meteor*(185 [kg])
- ✓ Peso carburante all'inizio del combattimento, 2500 [kg] se il caccia è bimotore, 1250 [kg] se è monomotore
- ✓ Pesi rimanenti, solitamente armamento cannone più pilota, 200 [kg]

Per quanto riguarda il valore $T_{Dogfight}$, questo è il valore della spinta nominale moltiplicato per un fattore correttivo pari a 0.785, fattore empirico per calcolare la perdita di spinta rispetto a quella nominale nelle condizioni di combattimento ($h=3000$ [m], $Mach=0.80/0.85$).

La configurazione esaminata in questo caso monta due motori *Eurojet EJ200*

PRINCIPALI CARATTERISTICHE TECNICHE	
$W_{Operative}^{Empty}$ [kg]	10995
W_{Fuel}^{Max} [kg]	4996
$W_{Dogfight}$ [kg]	14239.8
$W_{Ordnance}^{Max}$ [kg]	6500
$W_{TakeOff}^{Max}$ [kg]	23500
T_{Dry} [Kg]	12200
$T_{Afterburner}$ [Kg]	18300
Fattori di Carico Massimo	+9/-3
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry}$	0.67

$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner}$	1
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry} \quad h = 0$	0.86
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner} \quad h = 0$	1.28
$\left(\frac{W}{S}\right)_{Dogfight} \quad [kg/m^2]$	285
<i>Quota Massima Operativa [m]</i>	18000
<i>Velocità Massima Limite ($h=0$ [m]) [km/h]</i>	1390
<i>Velocità Massima Limite ($h=11000$ [m]) [km/h]</i>	2125
<i>Mach Limite</i>	2



3.3.2 – DASSAULT AVIATION “RAFALE C”

L’aereo francese è nato in concomitanza con il gemello europeo, l’*Eurofighter*, ed infatti i due caccia sono molto simili. La casa *Dassault* ha continuato ad utilizzare il suo distinto marchio di fabbrica, ovvero l’ala a delta semplice, date le sue ottime caratteristiche sia in campo supersonico che in campo subsonico.



Figura – Il caccia incorpora un design a delta-canard

In aggiunta rispetto ai progetti precedenti per la prima volta la *Dassault Aviation* ha fatto ricorso ad un layout integrale ed ad un ampio ricorso ai materiali compositi che ha consentito lo sviluppo di un caccia con un bassissimo carico alare.

Sono state introdotte anche altre tecnologie, come il mascheramento della faccia del compressore del motore, per aumentare il più possibile il livello di invisibilità radar dell’aereo, anche se ancora non lo si può ritenere appartenente alla categoria dei caccia “*stealth*”.

3.3.2-1 – ANALISI GENERALE

Anche se simile nell’architettura all’*Eurofighter*, le linee del *Rafale* sono molto più affusolate. A differenza del caccia europeo, quello francese fa ricorso al layout integrale, ed i suoi canard sono collegati molto più gentilmente alla fusoliera.

Tuttavia il progetto francese dispone di motori meno potenti.



Figura – Le linee del progetto francese sono molto gentili e si fa ampio uso di raccordi e carenature

3.3.2.2 – ASPETTI GEOMETRICI DELL’AERODINAMICA

Il *Rafale* segue un’architettura standard con ala delta. A differenza dei suoi predecessori, in questo caso la casa di produzione della *Dassault Aviation* ha introdotto anche l’utilizzo dei canard ed il ricorso alla stabilità longitudinale statica rilassata.



Figura – L’aerodinamica del Rafale è molto raffinata seppur mantenendo una configurazione di base molto semplice

I canard sono a tipologia “*close coupled*” per ottimizzare la portanza prodotta globale, e portare la resistenza indotta al minimo.

Data la loro posizione influenzano pesantemente anche il campo aerodinamico dell’ala e ne migliorano le prestazioni nella maggior parte dell’involuppo di volo.

ALA

L'ala ha una forma a delta semplice con una freccia pari a 48° . Sul bordo di attacco troviamo dei flap con una superficie totale pari a $2.5 \text{ [m}^2\text{]}$, il cui utilizzo principale è quello di “*vortex flap*”, per aumentare l'efficienza globale ed offrire inarcamento conico durante le manovre in supersonico.



Figura – In questa virata il caccia utilizza i flap di bordo di attacco

Sul bordo di uscita troviamo all'interno i flap con una superficie pari a $3.28 \text{ [m}^2\text{]}$, utilizzati solo per il decollo e l'atterraggio, mentre all'esterno troviamo gli alettoni con una superficie di $3.47 \text{ [m}^2\text{]}$, utilizzati sia come superfici di comando di rollio sia come ausilio dei flap data la scarsa efficienza di questi ultimi nelle ali a delta.



Figura – Superficie di bordo di uscita completamente deflesse

Per il rollio inoltre vengono utilizzati anche i flap di bordo di attacco, dato che la loro deflessione influenza l'intensità del vortice prodotto dalla delta.
La giunzione ala-fusoliera al bordo di attacco avviene tramite un raccordo a freccia elevata, di tipo lineare, il cui angolo è di circa 75° .

FUSOLIERA

La fusoliera ha un layout integrale molto raccordato con l'ala. Il muso incomincia con una sezione circolare ma va immediatamente a raccordarsi con l'ala, assumendo una forma quasi triangolare in pianta, con una freccia media di 78° .



Figura – I raccordi ala-fusoliera sono molto ampi

All'altezza dell'abitacolo si sviluppano delle carenature che vanno a confluire nei canard di superficie pari a $2.48 \text{ [m}^2\text{]}$.



Figura – Anche i supporti dei canard sono carenati

Il ventre della fusoliera prima delle prese d'aria ha un prominente sviluppo verticale che va a fondersi dolcemente con la struttura a valle.

Il resto della fusoliera è quindi occupato dagli alloggiamenti dei motori, opportunamente carenati con l'ala in modo da massimizzare l'efficienza globale della configurazione.



Figura – Il muso radome dell'aereo ha una sezione circolare mentre alla radice dell'ala sono presenti delle “micro-strakes”

SUPERFICI DI CODA

Come di solito avviene per le configurazioni a delta, le superfici di coda orizzontali non sono presenti. Il loro compito infatti viene assolto in questo caso dalla deflessione dei canard, posti a monte.

La superficie di coda verticale è singola, e quindi di notevoli dimensioni per garantire la stabilità anche in supersonico.

I profili sono biconvessi e la superficie totale è pari a $7.24 [m^2]$.



Figura – Superficie di coda verticale

Inglobato in essa vi è anche il timone con una superficie pari a $1.43 [m^2]$.

L'intero piano verticale viene completamente oscurato dalla scia dell'ala intorno ai 25° , angolo in cui l'intera ala è stallata eccezion fatta per le "micro-strakes" alla radice di essa il cui funzionamento persiste fino 55° , anche se tuttavia non riescono a dare alcun contributo positivo sul flusso del piano di coda verticale.

3.3.2.3 – ASPETTI QUALITATIVI DEL FLUSSO AERODINAMICO

La finezza del muso è sufficientemente bassa per garantire un flusso libero da instabilità vorticosi nell'involuppo di incidenza del caccia, che risulta essere non superiore ai 40° .

Inoltre data la vicinanza con le "strakes", i vortici del "forebody" saranno assorbiti e dissipati immediatamente da queste.

Il piano delle "strakes" occupa lo stesso piano del canard ed è sopraelevato rispetto a quello dell'ala, il tutto implica che alle alte incidenze data l'ampia deflessione dei canard, i vortici delle "strakes" saranno spinti verso il basso, e quindi più vicino alla superficie dell'ala, dal flusso rilasciato del canard, aumentandone gli effetti portanti.

I canard, la cui forma in pianta è praticamente a delta, stalleranno qualora l'incidenza effettiva raggiungerà un valore pari a 24° .



Figura – Vortici prodotti dall'ala

Per quanto riguarda l'ala, questa presenterà il classico flusso di una delta di bassa freccia, ovvero una formazione di vortici, esaltata dalle "micro-strakes" posizionate al suo apice, il cui "breakdown" di norma avverrà ai 15° intorno ad una distanza dall'apice pari al 20% della corda.



Figura – Nella figura si vedono la formazione dei vortici delle “micro-strakes”

Lo stallo completo, escludendo le “micro-strakes” arriverà intorno ai 24° .
 Ad incidenze inferiori ai 10° , il flusso sull’ala sarà attaccato e seguirà l’andamento dei profili.
 Nella zona del raccordo con la fusoliera andrà infine ad agire il flusso del sistema “strake”-canard, che rienergizzerà lo strato limite della zona ritardandone la separazione.



Figura – Vortici prodotti dai canards

Tuttavia superati i 35° , anche l’effetto benefico tenderà a ridursi in quanto il “breakdown” delle “strakes” si sarà spostato a monte dell’apice dell’ala ed il vortice del canard sarà più debole e più lontano dalla superficie.



Figura – Vortici creati dalle “micro-strakes” all’apice della’ala

Aumentando il numero di Mach, la situazione sull’ala isolata sarebbe la seguente, anche se la presenza dei vortici rilasciati a monte altera qualitativamente la situazione.

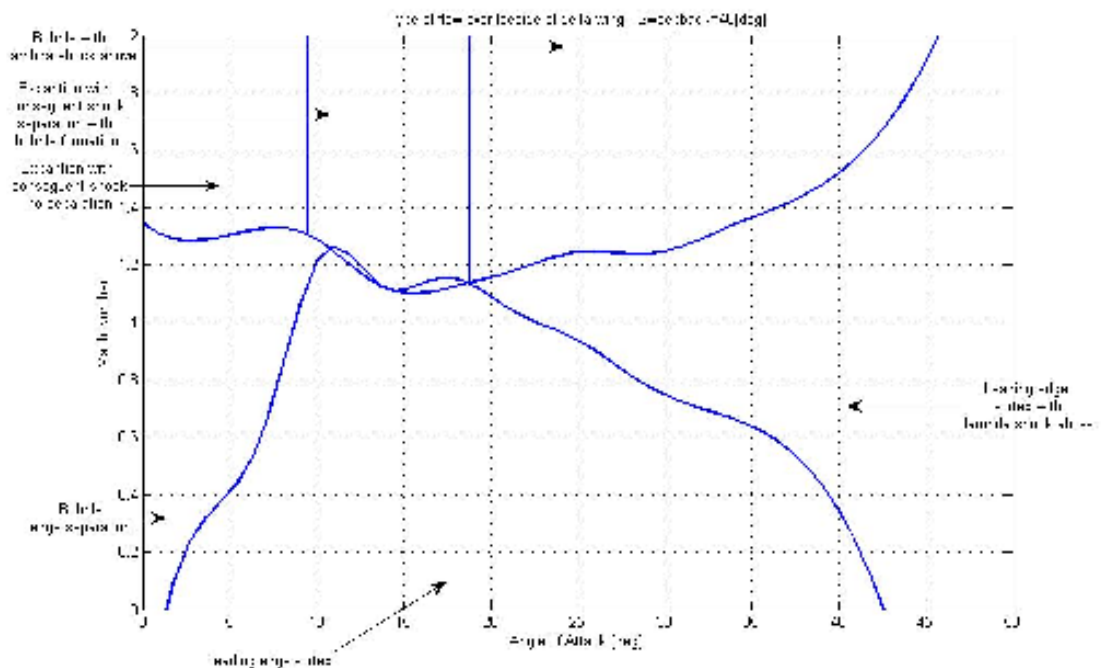


Figura – Campo di flusso a variare del numero di Mach e dell’incidenza per l’ala

In campo transonico, dove l’incidenza può raggiungere anche i 20°, in generale avremo la tendenza alla comparsa di onde d’urto sui vortici rilasciati dall’ala che tuttavia tenderanno ad essere cancellate dai vortici del canard e della “strake” a monte, il cui campo di velocità in transonico non presenta urti. Superato Mach 1 a monte del “forebody”, tenderà a formarsi il classico urto staccato.

A Mach di crociera, che in questo caso corrisponde a 1.6, le incidenze non saranno mai superiori ai 10° , dato il limite strutturale della cellula.

L'urto sul muso sarà attaccato ed il cono di Mach sul canard e sull'ala ha superato il valore della freccia di quest'ultimi. Nella porzione più esterna dell'ala troveremo un'espansione supersonica attorno al bordo di attacco seguita quasi immediatamente da un urto la cui intensità sarà tuttavia ancora abbastanza debole per provocare una separazione del flusso. All'interno del cono di Mach il flusso sarà attaccato e riceverà l'effetto benefico dei vortici rilasciati a monte dalla "*strake*" e dalla "*micro-strake*" i cui bordi di attacco a queste velocità sono ancora subsonici.

3.3.2-4 – DATI TECNICI RIASSUNTIVI

Successivamente saranno messi in evidenza le principali caratteristiche del caccia, sia geometriche che capacitive.

DISEGNI TECNICI



DATI GEOMETRICI

PRINCIPALI CARATTERISTICHE GEOMETRICHE	
<i>Lunghezza [m]</i>	15.27
<i>Larghezza [m]</i>	10.80
<i>Altezza [m]</i>	5.34
$S [m^2]$	45.7
$S_{Tail}^{Horizontal} [m^2]$	/
$S_{Tail}^{Vertical} [m^2]$	7.24
$S_{Rudder} [m^2]$	1.43
$S_{Aileron} [m^2]$	3.47
$S_{Canard} [m^2]$	2.48
$S_{Tail}^{Horizontal} / S$	/
$S_{Tail}^{Vertical} / S$	0.16
S_{Rudder} / S	0.031
$S_{Aileron} / S$	0.076
S_{Canard} / S	0.054

DATI TECNICI

Nella seguente tabella il peso $W_{Dogfight}$ è la somma dei seguenti valori

- ✓ Peso a vuoto operativo
- ✓ Peso di 4 missili, 2 a lungo raggio, 2 a corto raggio; nel caso seguente il *MBDA MICA-IR*(112 [kg]) ed il *MBDA MICA-ER*(112 [kg])
- ✓ Peso carburante all'inizio del combattimento, 2500 [kg] se il caccia è bimotore, 1250 [kg] se è monomotore
- ✓ Pesi rimanenti, solitamente armamento cannone più pilota, 200 [kg]

Per quanto riguarda il valore $T_{Dogfight}$, questo è il valore della spinta nominale moltiplicato per un fattore correttivo pari a 0.785, fattore empirico per calcolare la perdita di spinta rispetto a quella nominale nelle condizioni di combattimento ($h=3000$ [m], $Mach=0.80/0.85$).

La configurazione esaminata in questo caso monta due motori *Snecma M88-2*

PRINCIPALI CARATTERISTICHE TECNICHE	
$W_{Operative}^{Empty}$ [kg]	10220
W_{Fuel}^{Max} [kg]	4700
$W_{Dogfight}$ [kg]	13368
$W_{Ordnance}^{Max}$ [kg]	9500
$W_{TakeOff}^{Max}$ [kg]	24500
T_{Dry} [Kg]	10125
$T_{Afterburner}$ [Kg]	15300
Fattori di Carico Massimo	+9/-3.2

$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry}$	0.59
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner}$	0.90
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Dry} \quad h = 0$	0.76
$\left(\frac{T}{W}\right)_{Dogfight}^{Afterburner} \quad h = 0$	1.14
$\left(\frac{W}{S}\right)_{Dogfight} \quad [kg/m^2]$	293
<i>Quota Massima Operativa [m]</i>	16500
<i>Velocità Massima Limite (h=0 [m]) [km/h]</i>	1350
<i>Velocità Massima Limite (h=11000 [m]) [km/h]</i>	1900
<i>Mach Limite</i>	1.8



3.4 – ANALISI DELLE VARIE FILOSOFIE DI PROGETTO

Analizzati singolarmente i vari progetti, risulta anche opportuno confrontare le filosofie di progetto che hanno influenzato e che tutt'ora influenzano le varie scuole. Sicuramente un fattore che ultimamente si sta affermando in ogni ufficio tecnico è la capacità dell'aereo di ridurre la propria traccia radar ed infrarossa in modo da aumentare la sua probabilità di sopravvivenza in un ipotetico campo di battaglia. Questo fattore ha influenzato pesantemente le scelte effettuate per gli aerei dell'ultima generazione ed oramai sembra essere una componente indispensabile in ogni nuovo caccia di successo. Tuttavia l'industria aeronautica è molto spesso soggetta alle mode che si instaurano in determinati momenti, e non sempre una scelta ricercata dalla maggior parte dei produttori si rivela quella esatta. Basti pensare all'affermazione dell'ala a freccia variabile intorno agli anni 60' ed al suo immediato declino una volta che incominciarono a venire fuori i caccia della classe *F 15* che erano in grado, grazie ad opportuni studi aerodinamici, di avere le stesse capacità di manovra senza ricorrere al complicato meccanismo suddetto. Analogamente le scelte rilevatisi vincenti sono state immediatamente adottate da tutti, basti pensare al successo delle "*strakes*" oramai praticamente omni-presenti. Principalmente il confronto, per quanto riguarda l'aspetto puramente aerodinamico, può essere fatto in due componenti fondamentali delle capacità di un caccia

- ✓ Agilità del vettore velocità (od anche agilità degli assi vento)
- ✓ Agilità degli assi corpo

Nella prima categoria, come detto nel capitolo 1, andiamo a raggruppare tutte quelle prestazioni standard, che vengono espletate al di sotto dell'incidenza di stallo, e servono nel combattimento aereo, a portarsi in una posizione vantaggiosa rispetto a quella dell'avversario.

La seconda categoria riguarda il regime post-stallo, che oltre a comprendere la capacità di "*nose pointing*" dell'aereo, e quindi la riduzione del tempo necessario ad agganciare il bersaglio, comprende anche il recupero dell'assetto da situazioni di perdita di controllo, come vite e stallo. Questo fattore è molto importante in quanto fornisce un indice di quanto e per quanto tempo il pilota può portare la macchina al suo limite aerodinamico, dove le prestazioni sono al massimo.

3.4.1 – ASSI VENTO

In prima approssimazione l'agilità degli assi vento di un caccia può essere identificata tramite due parametri, il rapporto spinta/peso ed il carico alare. Entrambi influenzano sia le prestazioni in virata sostenute che istantanee. Solitamente si cerca di avere in condizioni di combattimento un rapporto spinta/peso superiore all'unità, mentre il carico alare preferibilmente non dovrebbe salire oltre i $400 \text{ [kg/m}^2\text{]}$. Andando a riassumere questi due parametri in un'unica tabella avremo i seguenti risultati per i modelli presi in esame

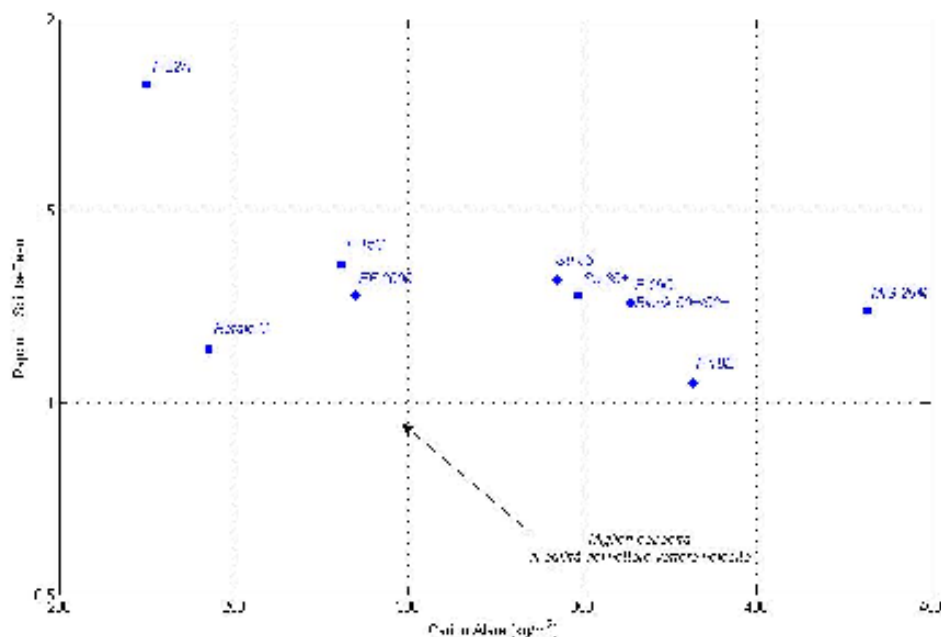


Figura – Carico alare vs rapporto spinta peso

Esaminando la figura notiamo come la scuola statunitense, soprattutto per i caccia di quinta generazione, ha dato un forte peso a questi parametri. Grazie a queste caratteristiche i caccia americani riescono ad avere un vantaggio durante le prime virate del combattimento, in cui solitamente la velocità è ancora elevata, il numero di Mach solitamente è pari a 0.8, e quindi per via di limiti fisiologici del pilota e strutturali della cellula le incidenze raramente superano i 15°, ed i suddetti parametri hanno una pesante influenza.

In questo campo la supremazia è detenuta dall'*F 22*, il cui “*edge*” è ottenuto anche grazie all’elevata spinta dei suoi motori di nuova generazione, ed all’ampio utilizzo di materiali compositi che consentono di alleggerire parecchio la cellula.

Successivamente troviamo i caccia europei, il cui vantaggio è dato soprattutto da cellule in composito di dimensioni ridotte.

I caccia russi invece montano motori potenti, ma mediamente hanno dimensioni maggiori, e fanno parecchio ricorso al titanio, avendo sviluppato solo recentemente la tecnologia dei materiali compositi. Questo comporta il loro carico alare più elevato.

Andando più a fondo nell’analisi scopriamo poi che un combattimento è influenzato anche da un altro parametro fondamentale, l’eccesso di spinta specifico.

Infatti, durante una virata ad elevato fattore di carico, non appena questo parametro diventa negativo, l’aereo incomincia a perdere energia, che, qualora il pilota decida di mantenere la quota costante, si traduce in diminuzione della velocità e quindi all’avvicinamento verso l’incidenza massima, raggiunta la quale la manovra deve essere interrotta.

Questo parametro solitamente è legato all’efficienza della cellula in condizioni di fattore di carico elevato. Quindi un aereo è avvantaggiato quando riesce a produrre elevati livelli di portanza senza doverla pagare con resistenza eccessiva. Grande importanza quindi viene rivestita da dispositivi come i “*vortex flaps*” che in manovra sono infatti sempre attivi.

In questo campo i caccia russi solitamente presentano un’aerodinamica più raffinata, ed inoltre sfruttano pienamente il layout integrale che ottimizza l’efficienza e garantisce un vantaggio rispetto alle altre scuole. Il divario fra un *Super Flanker* ed un suo ipotetico avversario viene infatti solo colmato da design di ultima generazione,

come il *Raptor*. Negli altri casi i caccia russi hanno pienamente dimostrato la loro superiorità aerodinamica nel combattimento manovrato.

3.4.2 – ASSI CORPO

Per quanto riguarda le prestazioni post-stallo, troviamo una netta separazione; da una parte infatti abbiamo la scuola russa che ha sempre dato un enorme peso a queste caratteristiche, fin dai progetti di quarta generazione ed infatti i suoi aerei sono controllabili perfettamente anche dopo lo stallo e hanno una tendenza naturale a non entrare in vite. Successivamente l'introduzione della spinta vettoriale ha consentito di raffinare queste capacità, che prima permettevano solo una permanenza transitoria oltre l'incidenza di stallo. I caccia russi infatti sono temutissimi nel combattimento ravvicinato ed a parità di esperienza del pilota la loro supremazia è stata netta per molti anni.

Dall'altra parte sia la scuola europea che quella statunitense hanno sempre prodotto aerei il cui sistema di bordo impedisse di superare l'incidenza massima. Inoltre, qualora forzati in regime post-stallo, la tendenza ad entrare in vite è sempre stata forte ed infatti sono numerosi gli aerei persi durante gli addestramenti al combattimento simulato, in quanto l'inesperienza del pilota ha portato l'aereo in stallo ed alla sua entrata in vite.

Solo con l'entrata del *Raptor* in servizio il divario ha iniziato ad essere colmato, anche se l'utilizzo della spinta vettoriale non si è affermato, ed infatti il caccia di quinta generazione statunitense è tutt'ora l'unico aereo del blocco occidentale che monta questa caratteristica.

La linea di queste scuole si è “*semplicemente*” attestata sull'aumentare l'involuppo di incidenza ammissibile prima dell'entrata in stallo completo dell'aereo.

Questo tuttavia ha lasciato un'ampia superiorità nelle caratteristiche di “*nose pointing*” ai sovietici, basti pensare che questi riuscivano ad eseguire manovre nel regime post-stallo già con i progetti della quarta generazione, ovvero quasi venti anni prima della comparsa di pari caratteristiche sugli aerei avversari.

“MAI FIDARSI CIECAMENTE DI UN SISTEMA FLY-BY-WIRE QUANDO SI PROGETTA UN AEREO DALLE PRESTAZIONI ELEVATE”

FLIGH INSTRUCTOR MORI STEFANO

PARTE II

ANALISI AL CFD DI UNA PARTICOLARE ALA PER LA SUPERMANOVRABILITÀ

4 – UN'ALA PER LA SUPERMANOVRABILITA'

Per un caccia, come visto nei capitoli precedenti, la supermanovrabilità è oramai diventata un aspetto indispensabile nell'architettura globale della cellula.

Quando ci riferiamo ad essa, dal punto di vista aerodinamico, è implicita quindi la capacità della configurazione di raggiungere incidenze elevate e di poter operare anche nel regime di post-stallo.

La forma in pianta quindi risulta essere di fondamentale importanza ed è qui che la maggior parte degli studi sull'aerodinamica dei caccia si sono concentrati.

Come visto nella prima parte vi sono alcuni aspetti fondamentali che aiutano un progettista a conferire capacità di supermanovrabilità, ma in generale la caratteristica più importante per raggiungere lo scopo risulta essere il concetto di “*vortex lift*”.

Con un vortice di bordo di attacco si riescono infatti a raggiungere incidenze superiori rispetto al normale “flusso attaccato”, inoltre con esso si riesce ad aumentare anche il range di funzionalità di una superficie più canonica.

Successivamente sarà analizzata una particolare forma in pianta, sviluppata dalla NASA al termine del programma di ricerca *H.A.T.P* (“*High alpha technology programm*” – “Programma sulle tecnologie per le incidenze elevate”), in cui sono state esplorate le caratteristiche di varie configurazioni, in regime di post-stallo, per delineare le linee guida dei futuri progetti di supermanovrabilità.

Insieme a tutto ciò sono state studiate anche forme in pianta innovative di cui, quella presa in esame in questo lavoro, ne è un esempio.

L'ala analizzata è il risultato della fusione della freccia negativa con la forma a delta.

4.1 – GEOMETRIA

L'ala presa in esame, chiamata "*Freccia negativa con estremità a delta*" o tramite la sigla *NSDT* ("*Negative Sweep with Delta Tip*"), è il frutto di un programma di sviluppo realizzato presso il *Dryden Research Laboratory* della *NASA*, nell'anno 2006, sotto la supervisione degli ingegneri *Iccabsky Dave* e *Fisher David*.

4.1.1 – NASCITA DELLA NSDT

Negli studi fatti in precedenza è risultato evidente come l'introduzione della freccia abbia innalzato l'incidenza massima di stallo di un'ala, mantenendo gli altri parametri invariati. Aumentando infatti la freccia al bordo di attacco, e passando a valori superiori ai 60°, la stabilità del vortice che viene a formarsi aumenta, così come la sua resistenza al gradiente di pressione avverso.

Il passo successivo all'introduzione della freccia è stato il ricorso alla forma a delta, che oltre a mantenere i vantaggi della precedente, offre una maggiore corda alla radice, un maggiore spazio volumetrico per il carburante, ed una maggiore superficie in pianta.

Parallelamente sono stati dimostrati i vantaggi aerodinamici della freccia negativa rispetto a quella positiva. Abbiamo infatti una tendenza allo stallo alla radice invece che al bordo di attacco, una risposta più veloce ad un comando di beccheggio, un comportamento migliore nel regime di post-stallo. Inoltre solitamente questa tipologia d'ala se accoppiata con il canard riduce sensibilmente la resistenza di trim della configurazione.

Tuttavia, a differenza della freccia positiva, non possiamo passare ad un'equivalente delta allungando la corda alla radice.

Volendo utilizzare sia il vantaggio della delta sia il vantaggio della freccia negativa è stata quindi creata la forma *NSDT*, che nella pratica consiste nel prendere un'ala a freccia inversa con rastremazione minima, e piegarne le estremità in avanti in modo da formare una punta a delta.

Otteniamo così un'ala che nella parte interna si comporta come una semplice freccia inversa, che tuttavia all'aumentare dell'incidenza risente degli effetti benefici del campo vorticoso creato dalla sua estremità che energizza il flusso nella zona interna dell'ala ritardandone la separazione.

Lo stallo incomincia alla radice e prosegue verso l'estremità, avvenendo ad incidenze elevate, oltre i 30°.

Ovviamente le penalità di quest'ala sono ben visibili dal punto di vista strutturale, ed infatti ne è previsto l'utilizzo con elevati valori della corda alla radice insieme al ricorso ai materiali compositi a fibra orientata.

Inoltre come tutte le ali di basso allungamento l'efficienza globale risulta essere limitata, anche se, per quanto riguarda l'impiego sui caccia, un'efficienza pari a 10 risulta essere nel range normale che si riscontra per queste applicazioni.

L'involuppo di volo previsto per quest'ala, nel progetto originale, è riportato nella tabella sottostante per i valori aerodinamici più importanti

<i>Mach</i>	<i>[0 ; 3]</i>	
<i>Incidenza</i>	<i>[deg]</i>	<i>[-20 ; 80]</i>
<i>Imbardata</i>	<i>[deg]</i>	<i>[-15 ; 15]</i>

4.1.2 – DESCRIZIONE DELL'ALA ANALIZZATA

Successivamente sarà mostrata la geometria utilizzata per il calcolo. Le dimensioni sono maggiori rispetto a quelle canoniche che si riscontrano nei progetti in commercio anche se il trend attuale è quello di aumentare le superfici alari rispetto ai progetti precedenti, per questo è stata analizzata un'ala “maggiorata” in geometria.

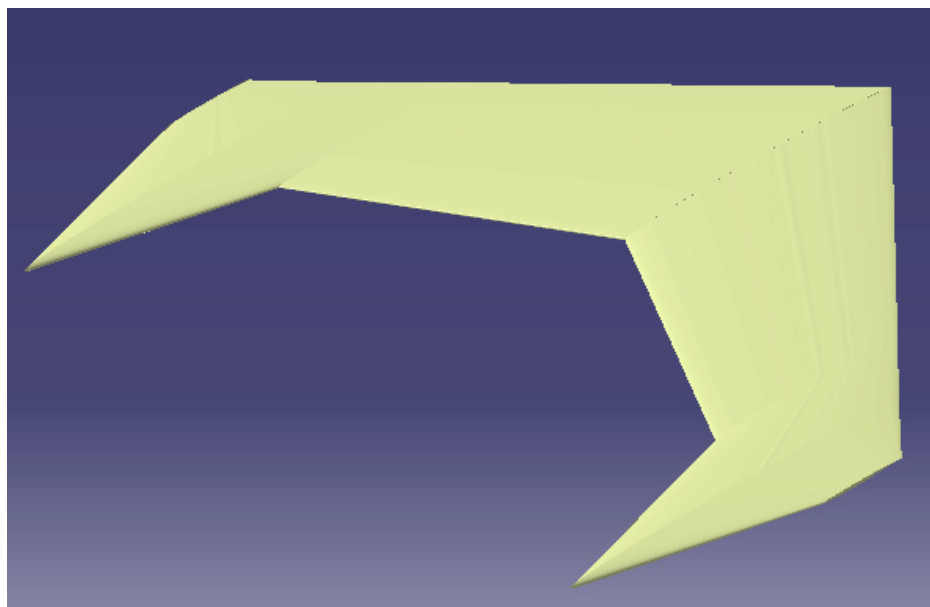


Figura – Vista in assonometria della NSDT

Per il disegno del modello è stato utilizzato il programma *CAD Dassault Systèmes Catia V5 R16*.

4.1.2 – 1 FORMA IN PIANTA

La forma in pianta è descritta in dettaglio nel seguente disegno

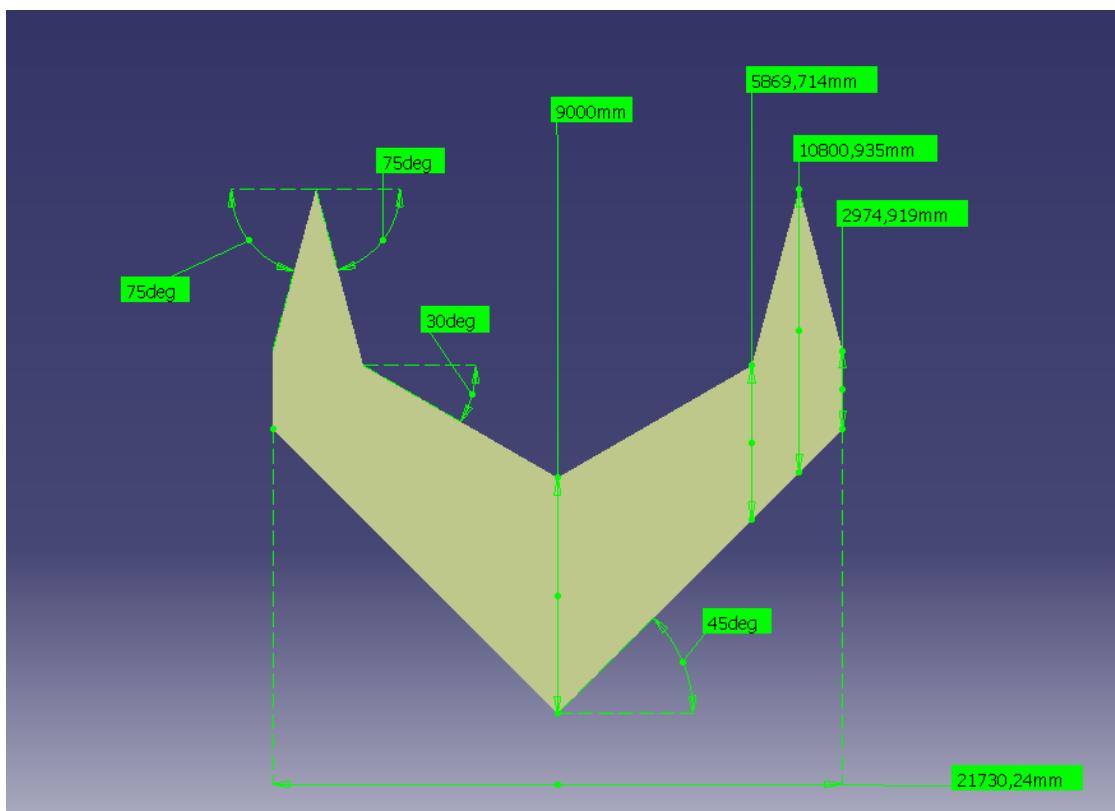


Figura – Messa in tavola dell'ala

Riassumendo i principali parametri avremo

S	$[m^2]$	163
b	$[m]$	21.7
AR		2.8
c_{root}	$[m]$	9
c_{kink}	$[m]$	5.87
c_{delta}	$[m]$	10.8
c_{tip}	$[m]$	2.97
λ		1.53

Nel seguente caso il rapporto di rastremazione è stato calcolato solo per, la parte interna dell'ala. Ovvero quella a freccia negativa, mentre l'allungamento alare comprende l'intera struttura.

Infine le frecce nel disegno sono tutte relative ai bordi di attacco e di uscita.

4.1.2 – 2 PROFILI

Dato il fatto che principalmente l'analisi mirava ad identificare gli aspetti della forma in pianta di quest'ala, non è stata dedicata una particolare attenzione ai profili. Non sono presenti né svergolamento, né variazione di tipologia lungo l'apertura.

Sono stati utilizzati profili transonici sviluppati dalla *NASA* per applicazioni militari, in grado quindi di utilizzare alti coefficienti di portanza in transonico senza incorrere in eccessive perdite.

In particolare quest'ala monta per la sua intera apertura il profilo *NASA SC(2) – 0403*

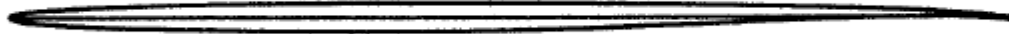


Figura – Disegno del profilo installato sull'ala

Come si vede dalla figura lo spessore percentuale è basso, 4%, per non penalizzare il volo supersonico. Il C_l di design è pari a 0.4, con un M_{DD} pari a 0.88 a questo valore di portanza prodotta. Il punto di massimo spessore è posizionato al 36% della corda. Le coordinate del profilo adimensionalizzate sono riassunte nella figura sottostante

x/c	$(y/c)_u$	$(y/c)_l$	x/c	$(y/c)_u$	$(y/c)_l$
0.000	0.00000	0.00000	.500	.01465	-.01330
.002	.00210	-.00210	.510	.01460	-.01310
.005	.00320	-.00320	.520	.01450	-.01280
.010	.00440	-.00440	.530	.01440	-.01250
.020	.00590	-.00590	.540	.01430	-.01220
.030	.00700	-.00700	.550	.01420	-.01190
.040	.00780	-.00780	.560	.01410	-.01160
.050	.00850	-.00850	.570	.01400	-.01130
.060	.00910	-.00910	.580	.01390	-.01100
.070	.00960	-.00960	.590	.01380	-.01060
.080	.01010	-.01010	.600	.01365	-.01020
.090	.01050	-.01050	.610	.01350	-.00980
.100	.01090	-.01090	.620	.01335	-.00940
.110	.01130	-.01130	.630	.01320	-.00900
.120	.01160	-.01170	.640	.01305	-.00860
.130	.01190	-.01200	.650	.01290	-.00820
.140	.01220	-.01230	.660	.01275	-.00780
.150	.01250	-.01260	.670	.01260	-.00740
.160	.01270	-.01290	.680	.01240	-.00700
.170	.01290	-.01310	.690	.01220	-.00660
.180	.01310	-.01330	.700	.01200	-.00620
.190	.01330	-.01350	.710	.01180	-.00580
.200	.01350	-.01370	.720	.01160	-.00540
.210	.01365	-.01390	.730	.01140	-.00500
.220	.01380	-.01410	.740	.01120	-.00460
.230	.01395	-.01430	.750	.01100	-.00420
.240	.01410	-.01440	.760	.01075	-.00380
.250	.01420	-.01450	.770	.01050	-.00340
.260	.01430	-.01460	.780	.01025	-.00300
.270	.01440	-.01470	.790	.01000	-.00260
.280	.01450	-.01480	.800	.00975	-.00220
.290	.01460	-.01490	.810	.00950	-.00180
.300	.01470	-.01500	.820	.00920	-.00150
.310	.01475	-.01500	.830	.00890	-.00120
.320	.01480	-.01500	.840	.00860	-.00090
.330	.01485	-.01500	.850	.00830	-.00060
.340	.01490	-.01500	.860	.00790	-.00040
.350	.01495	-.01500	.870	.00750	-.00020
.360	.01500	-.01500	.880	.00710	.00000
.370	.01500	-.01500	.890	.00670	.00010
.380	.01500	-.01500	.900	.00620	.00020
.390	.01500	-.01490	.910	.00570	.00020
.400	.01500	-.01480	.920	.00510	.00010
.410	.01500	-.01470	.930	.00450	.00000
.420	.01500	-.01460	.940	.00380	-.00020
.430	.01500	-.01450	.950	.00310	-.00050
.440	.01495	-.01440	.960	.00230	-.00090
.450	.01490	-.01430	.970	.00150	-.00140
.460	.01485	-.01410	.980	.00060	-.00200
.470	.01480	-.01390	.990	-.00030	-.00280
.480	.01475	-.01370	1.000	-.00130	-.00370
.490	.01470	-.01350			

Figura – Coordinate adimensionalizzate con la corda del profilo utilizzato

Anche nella zona della delta si è preferito utilizzare un canonico profilo transonico a punta smussata per i seguenti motivi

- ✓ Nell'intero inviluppo di volo previsto la zona a delta dell'ala giace presenta sempre bordo di attacco subsonico e quindi non è necessario montarvi un profilo supersonico
- ✓ Il bordo di attacco arrotondato, anziché appuntito, permette di ottenere una marginale aspirazione attorno ad esso consentendo così di aumentare l'efficienza dell'ala
- ✓ Dato comunque il ridotto spessore percentuale del profilo, la separazione di bordo di attacco che forma il vortice non è compromessa

Infine per semplificare il lavoro non è stato preso nessun accorgimento all'estremità alare, e difatti non è presente nessun tipo di carenatura essendo comunque il “*tip vortex*” inglobato in quello della delta proveniente da monte in quasi tutto l'inviluppo di incidenza dell'ala.

4.2 – RISULTATI ATTESI DALL'ANALISI

La particolare forma di questa ala è stata decisa partendo dai vantaggi aerodinamici delle sottocomponenti base (delta e freccia inversa), in particolare dal vantaggio che si può avere dall'utilizzo di un vortice di separazione di bordo di attacco nella parte esterna di un'ala a freccia negativa per prolungarne l'utilizzo ad incidenze maggiori di quelle normali di stallo normali, ovvero intorno ai $20^\circ/25^\circ$.

Abbiamo quindi una previsione sul comportamento del flusso che sarà in seguito utilizzata per il confronto e la discussione dei dati ottenuti dal calcolo.

4.2.1 – FLUSSO AERODINAMICO

Per quanto riguarda le basse incidenze si prevede che l'ala presenti flusso attaccato fino agli 8° circa, oltre i quali i profili nell'intorno della radice incominceranno a stallare di bordo di attacco, data la forte curvatura presente sul loro naso.

Nella zona della delta oltre i 10° incomincerà a svilupparsi il consueto vortice di bordo di attacco, con il vortice all'esterno che si trascinerà fino al bordo di uscita mentre quello all'interno interagirà con il piccolo vortice creato al “*kink*” e sarà portato verso la zona interna del dorso alare, energizzando lo strato limite.

Procedendo oltre con l'incidenza il “*burst*” del sistema di vortici interno si avvicinerà sempre di più verso il “*kink*” che raggiungerà intorno ai 20° , anticipando così anche il vortice della delta.

Per quanto riguarda il vortice esterno questo andrà incontro al “*breakdown*” all'altezza del naso del profilo al “*tip*” intorno ai 35° di incidenza.

Andando oltre il “*burst*” avverrà sempre più a monte con il flusso sul dorso alare completamente disorganizzato intorno ai 50° .

In campo transonico si prevede la formazione di onde d'urto sulla parte interna dell'ala, con il loro effetto negativo sullo strato limite mitigato dalla coppia di vortici rilasciati dal bordo di attacco interno della delta e dal “*kink*”.

In supersonico, a condizioni di crociera previste dal progetto *NSDT*, ovvero $Mach = 3$, la parte della delta continuerà a sviluppare il vortice di bordo di attacco anche se di minore intensità e con l'eventuale comparsa di urti all'esterno di esso, mentre la parte a freccia negativa avrà un bordo di attacco supersonico con conseguente tipologia di flusso.

4.2.2 – PRESTAZIONI

Ovviamente le prestazioni di un'ala sono fortemente legate alla configurazione globale in cui è montata, e possono cambiare anche di molto. Nonostante ciò si stima che l'ala per essere conglobata nel progetto generale debba essere in grado di fornire determinate caratteristiche aeromeccaniche.

Abbiamo quindi i seguenti “*risultati aspettati*”

- ✓ Incidenza di stallo superiore ai 30°
- ✓ Caratteristiche dolci allo stallo, ovvero assenza di fenomeni bruschi di perdita di portanza
- ✓ Efficienza almeno pari a 10 alle basse incidenze

- ✓ Mach di “*Drag Rise*” superiore a 0.8 ad un C_L pari a 0.4
- ✓ Mach di “*Drag Rise*” superiore a 0.7 ad un C_L pari a 0.9
- ✓ Efficienza in condizioni di crociera supersonica superiore a 7
- ✓ Capacità di manovra supersonica senza eccessive penalizzazioni dal punto di vista della resistenza

Ovviamente queste specifiche sono redatte per un tipico caccia per superiorità aerea, e sono necessarie per adempiere ai requisiti di capacità di manovra ad elevato fattore di carico in campo transonico e subsonico, manovra a medio fattore di carico in campo supersonico, capacità di volo in regime di post-stallo.

“ENTRARE IN VITE CON L’F 104 ERA LETALE IN QUANTO PRIMA ANCORA CHE IL PILOTA INCOMINCIASSE LA MANOVRA DI RECUPERO LA FUSOLIERA ERA GIÀ IN FRANTUMI PER LA VIOLENZA E L’INTENSITÀ CON CUI IL CACCIA SI LASCIAVA CADERE NELLO STALLO”

*LT. CECCARELLI MICHELE
AERONAUTICA MILITARE ITALIANA*

5 – IMPLEMENTAZIONE DEL CALCOLO AL CFD

Finita la parte al *CAD* di definizione della geometria dell'ala, si è passati alla preparazione del calcolo alla *CFD*.

In questo elaborato non saranno verificate tutti i requisiti stabiliti nel capitolo precedente, bensì saranno sviluppate le seguenti polari

- ✓ Polare a Mach 0.3 con determinazione di incidenza di stallo, $C_{L_{Max}}$, efficienza, comportamento in regime post-stallo
- ✓ Polare a Mach 0.9 con determinazione di incidenza di stallo, $C_{L_{Max}}$, efficienza

Il campo ristretto di queste analisi dovrebbe essere in grado di fornire comunque un aspetto qualitativo del flusso, così come delle capacità dell'ala.

Inoltre si mira a delineare alcune guide linea per migliorare il progetto.

Una volta definite le prove da effettuare si è passati alla preparazione della *Mesh* di calcolo e quindi al calcolo vero e proprio con un codice *CFD*.

5.1 – PREPARAZIONE DELLA MESH

Per la preparazione della *Mesh* è stato utilizzato il programma *Gambit 2.4.6*.

Per velocizzare il calcolo, data l'assenza di prove con imbarcata, è stata esaminata solo una semiala. Il dominio di calcolo è stato posto pari a 20 corde alla radice di distanza dal bordo di attacco, 10 corde alla radice di distanza dal bordo di attacco, 10 corde alla radice di distanza laterale dalla “*tip*”, e 10 corde alla radice di distanza verticale, sia sopra che sotto il piano dell'ala. Successivamente per ottimizzare la *Mesh* il volume di calcolo è stato suddiviso nei tre seguenti sottoinsiemi

- ✓ Superficie alare
- ✓ Sottovolume interno
- ✓ Sottovolume esterno

La necessità di creare un sottovolume virtuale interno è dovuta all'obbligo di mantenere il numero di elementi totali sotto il valore di 4.000.000, per motivi di capacità di calcolo.

La superficie alare è stata discretizzata utilizzando elementi intervallati di 15 [mm].

La superficie del volume interno è stata discretizzata con il valore di 1000 [mm], mentre quella del volume esterno con un valore di 2000 [mm]. Il tasso di crescita degli elementi è stato lasciato quello di “*default*” del programma. Gli elementi scelti sono triangoli per le superfici, tetraedri per i volumi

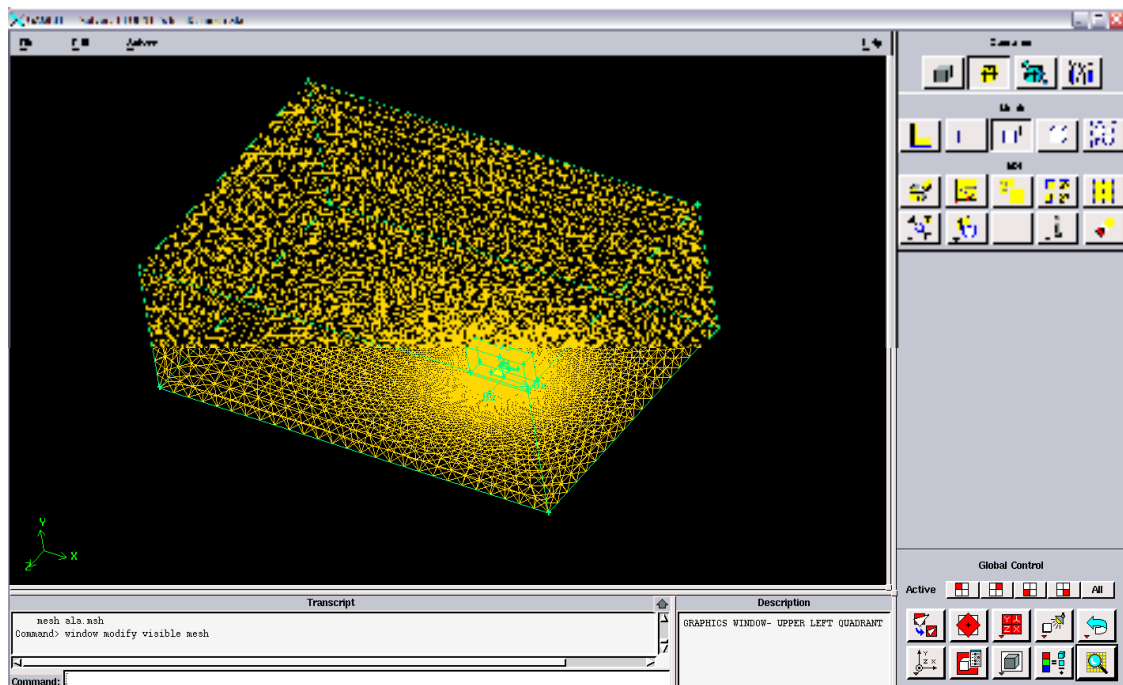


Figura – Vista globale della mesh di calcolo

La griglia risultante ottenuta incorpora 2.477.177 elementi

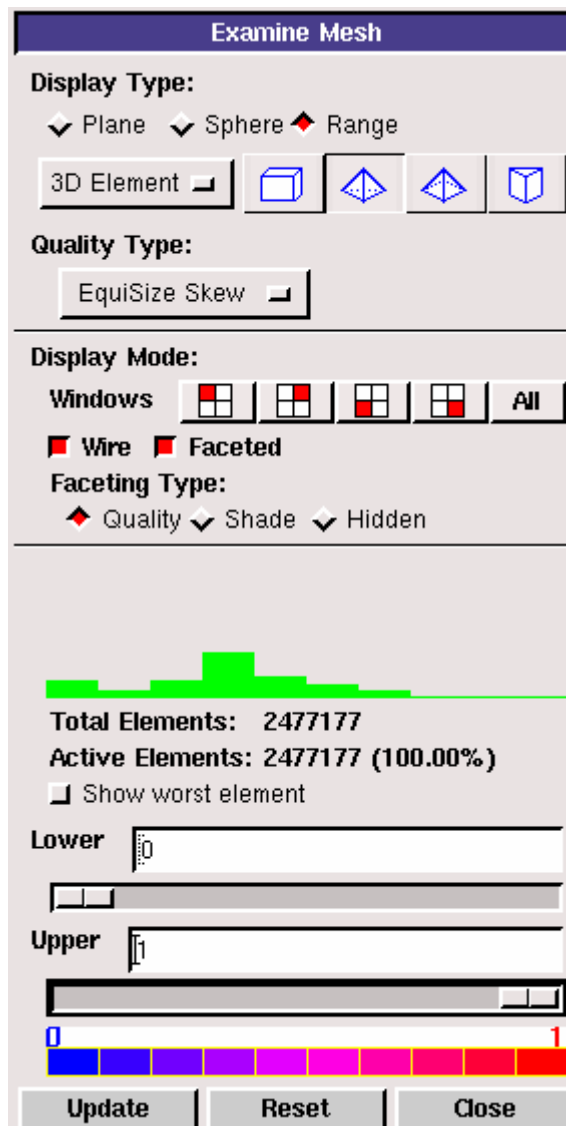


Figura – Risultato dell'analisi della mesh eseguita con il programma Gambit 2.4.6

5.2 – CALCOLO AL FLUENT

Per il calcolo è stato utilizzato il codice *CFD Fluent 6.3.26*. Per semplificare il tutto e rendere più veloce la produzione dei risultati la polare a Mach 0.3 è stata calcolata utilizzando l'ipotesi di fluido incompressibile e quindi la possibilità di disaccoppiare l'equazione dell'energia, cosa che invece non è stato possibile effettuare per la polare a Mach 0.9.

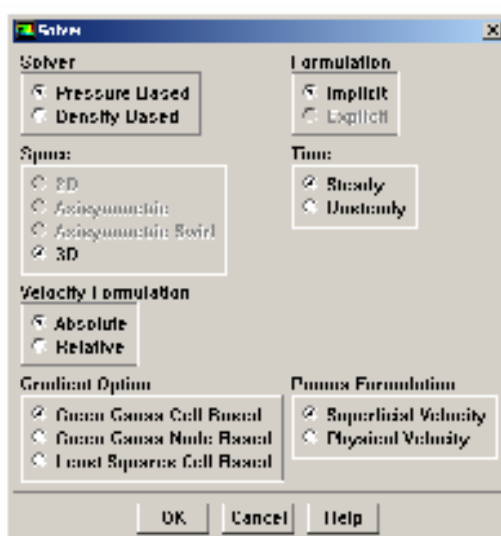
5.2.1 – IMPOSTAZIONI DEL CALCOLO

Nell'esame delle polari l'intervallo di valutazione si è esteso da 0° di incidenza fino a 70° , per il caso incompressibile, mentre da 0° fino a 45° per il caso transonico. In entrambi i calcoli è stato effettuato uno “*sweep*” dell'involuppo dell'incidenza ad intervalli costanti di 5° .

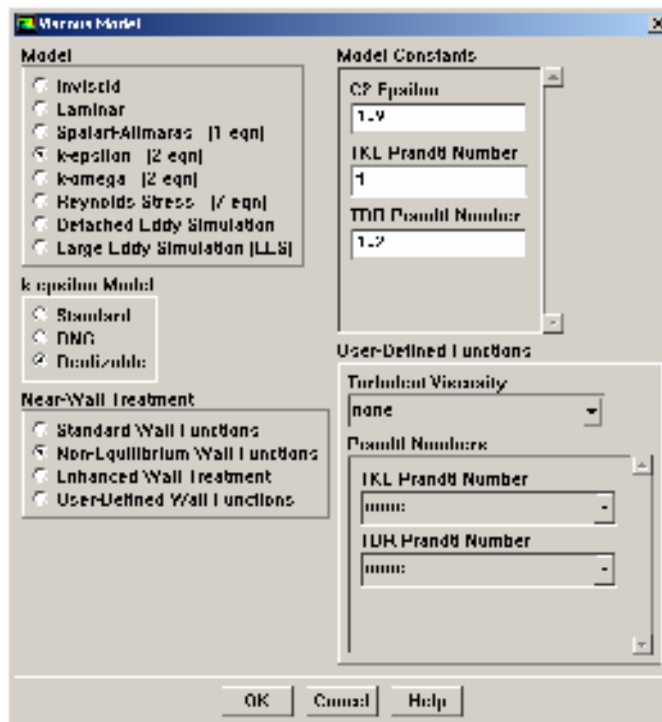
5.2.1 – 1 POLARE MACH 0.3

Le impostazioni del calcolo sono state le seguenti

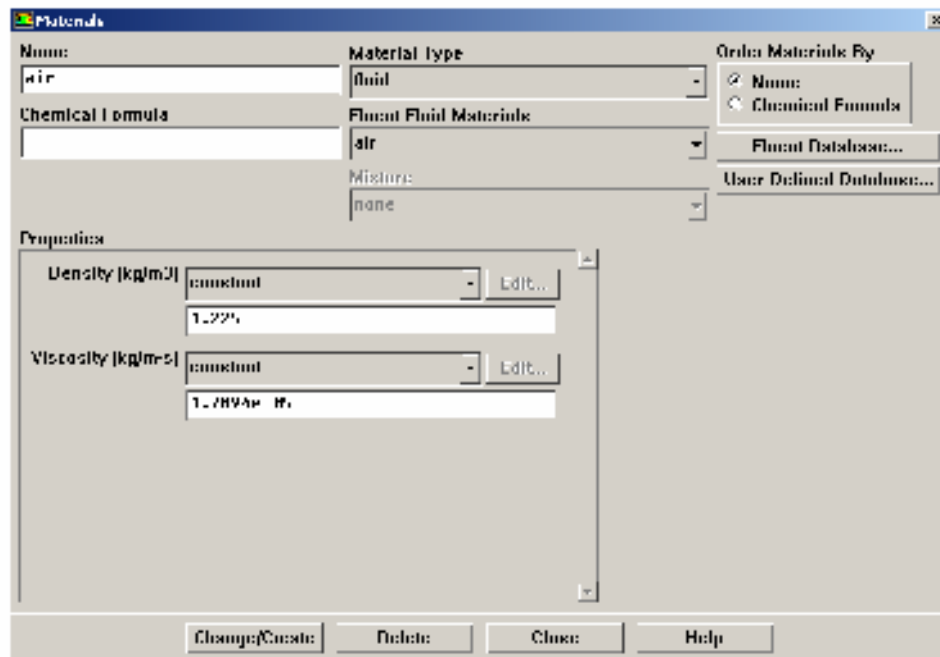
SOLVER MODEL



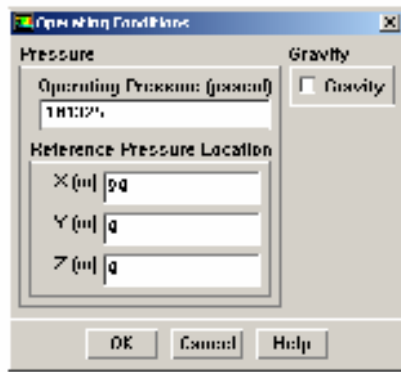
VISCOUS MODEL



MATERIAL



OPERATING CONDITIONS

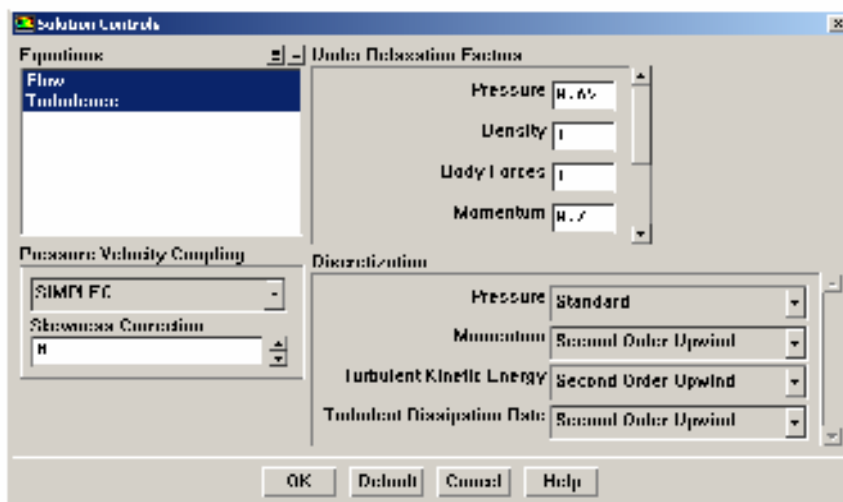


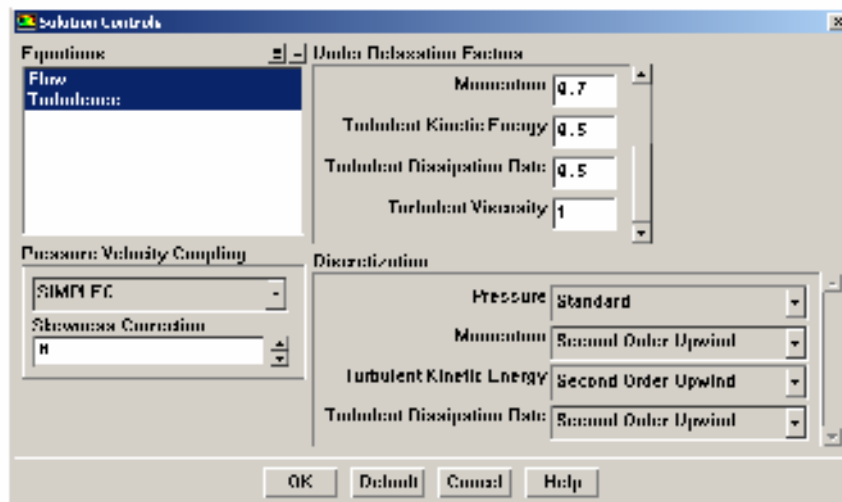
BOUNDARY CONDITIONS

Le condizioni al contorno utilizzate sono le seguenti

- ✓ “*Simmetry*” – sul piano di simmetria
- ✓ “*Wall*” – sulla superficie alare e sulle pareti laterali, con condizione di non scorrimento
- ✓ “*Velocity Inlet*” nei punti in cui è prevista l’entrata del flusso, imponendo il modulo della velocità ed i suoi coseni direttori; con $p_{gauge} = 0 [Pa]$
- ✓ “*Pressure Outlet*” nelle facce in cui è prevista l’uscita del flusso dal dominio di calcolo; con $p_{gauge} = 0 [Pa]$

SOLUTION CONTROL

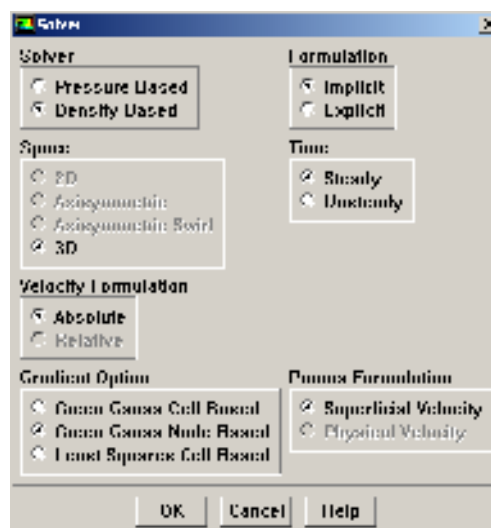




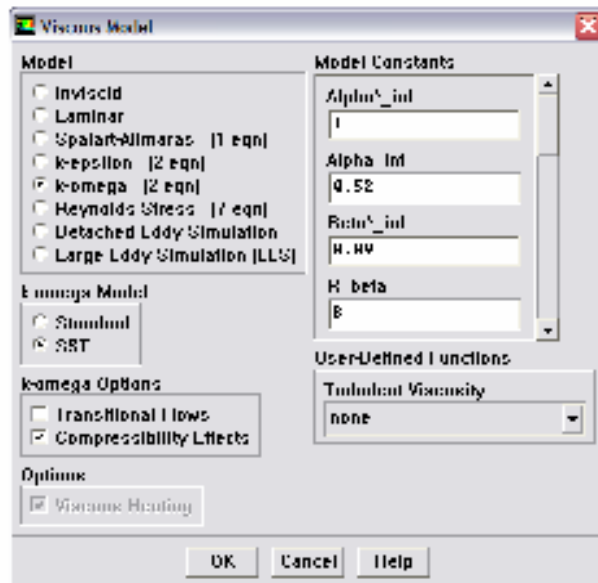
5.2.1 – 2 POLARE MACH 0.9

Le impostazioni del calcolo sono state le seguenti

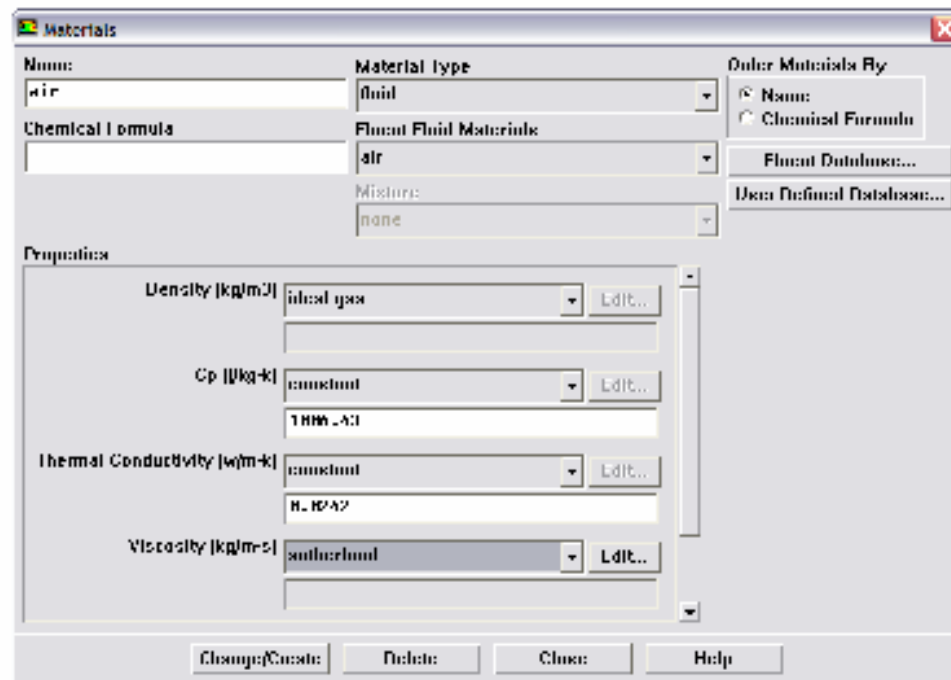
SOLVER MODEL



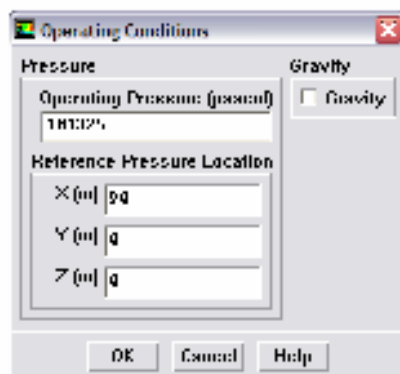
VISCOUS MODEL



MATERIAL



OPERATING CONDITIONS

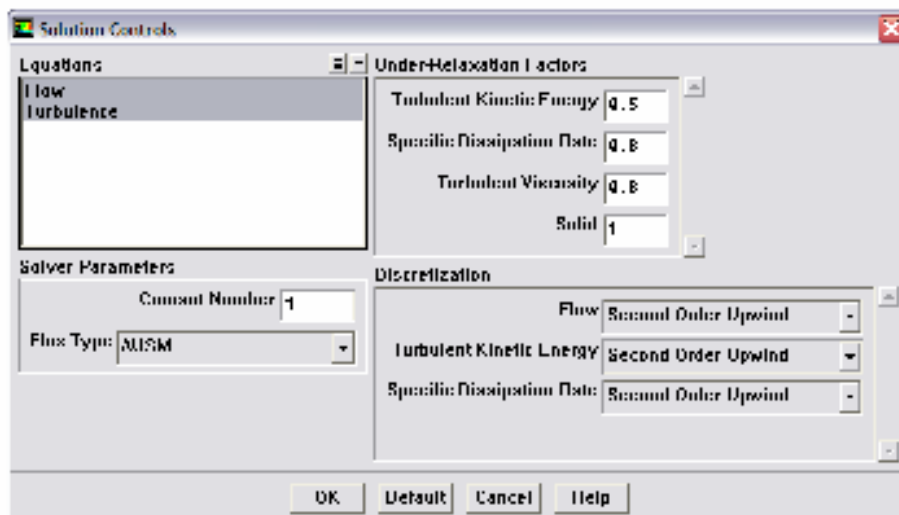


BOUNDARY CONDITIONS

Le condizioni al contorno utilizzate sono le seguenti

- ✓ “*Simmetry*” – sul piano di simmetria
- ✓ “*Wall*” – sulla superficie alare e sulle pareti laterali, con condizione di non scorrimento
- ✓ “*Pressure Far Field*” nei punti in cui è prevista l’entrata del flusso, imponendo il modulo del numero di Mach ed i suoi coseni direttori; con $p_{gauge} = 101325 [Pa]$, $k = 1350[m^2/s^2]$, $\omega = 839[1/s]$
- ✓ “*Pressure Outlet*” nelle facce in cui è prevista l’uscita del flusso dal dominio di calcolo; con $p_{gauge} = 101325 [Pa]$, $k = 1350[m^2/s^2]$, $\omega = 839[1/s]$

SOLUTION CONTROL



5.2.2 – CONVERGENZA RISULTATI

Per quanto riguarda il caso incomprimibile per raggiungere la convergenza sono stati sufficienti 1000 iterazioni, mentre per il caso accoppiato, ovvero comprimibile, il tempo necessario è stato maggiore, sono state infatti necessarie 7000 iterazioni.

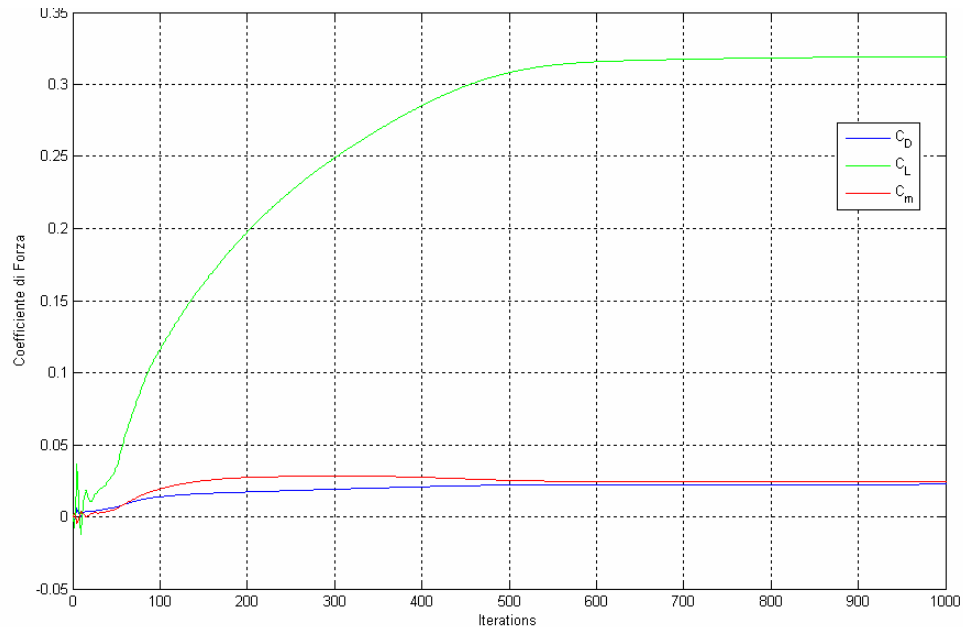


Figura – Convergenza dei coefficienti; polare Mach 0.3, 05° di incidenza

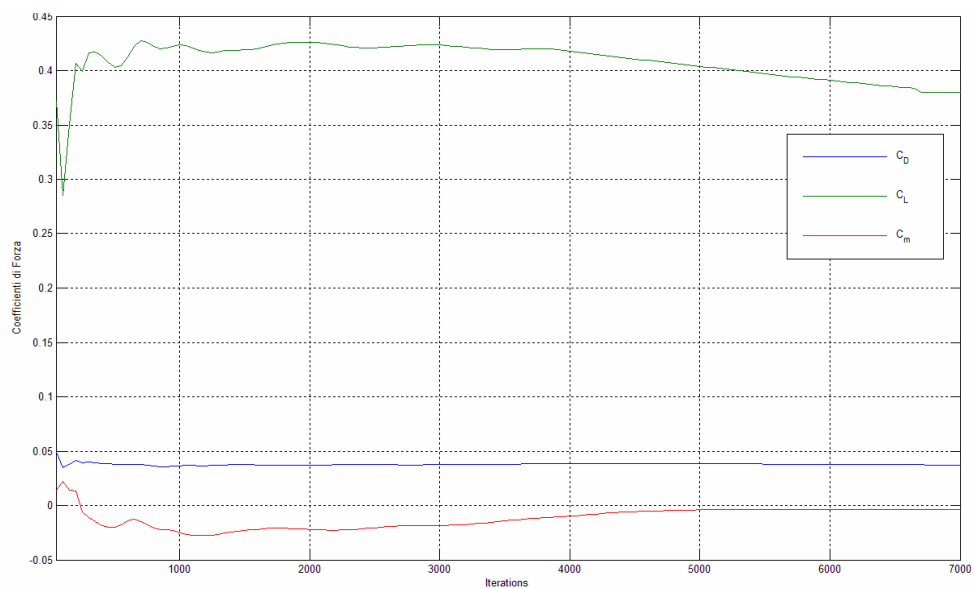


Figura – Convergenza dei coefficienti, polare Mach 0.9, 05° di incidenza

6 - ANALISI RISULTATI

Nella'analisi dei risultati oltre a dividere i casi per numero di Mach, sarà effettuata anche una suddivisione fra le caratteristiche aeromeccaniche e quelle qualitative del flusso in modo da rendere più semplice il paragone con i dati analizzati nella prima parte dell'elaborato.

6.1 – POLARE MACH 0.3

6.1.1 – CARATTERISTICHE AEROMECCANICHE

L'ala esaminata è di basso allungamento e con un comportamento prevalentemente simile a quello di una delta, per cui non abbiamo grandi prestazioni di efficienza e di $C_{L_{Max}}$.

Inoltre deve essere tenuto di conto il fatto che i profili sono ottimizzati per il transonico ed il supersonico, ed avendo uno spessore percentuale del 4% il loro stallo avverrà immediatamente. Grosse efficienze si potranno quindi ottenere solo a bassi valori di incidenza.

Infine non sono stati previsti, nell'analisi, dispositivi di ipersostentazione, che avrebbero migliorato notevolmente il comportamento dell'ala in basso subsonico.

COEFFICIENTE DI PORTANZA

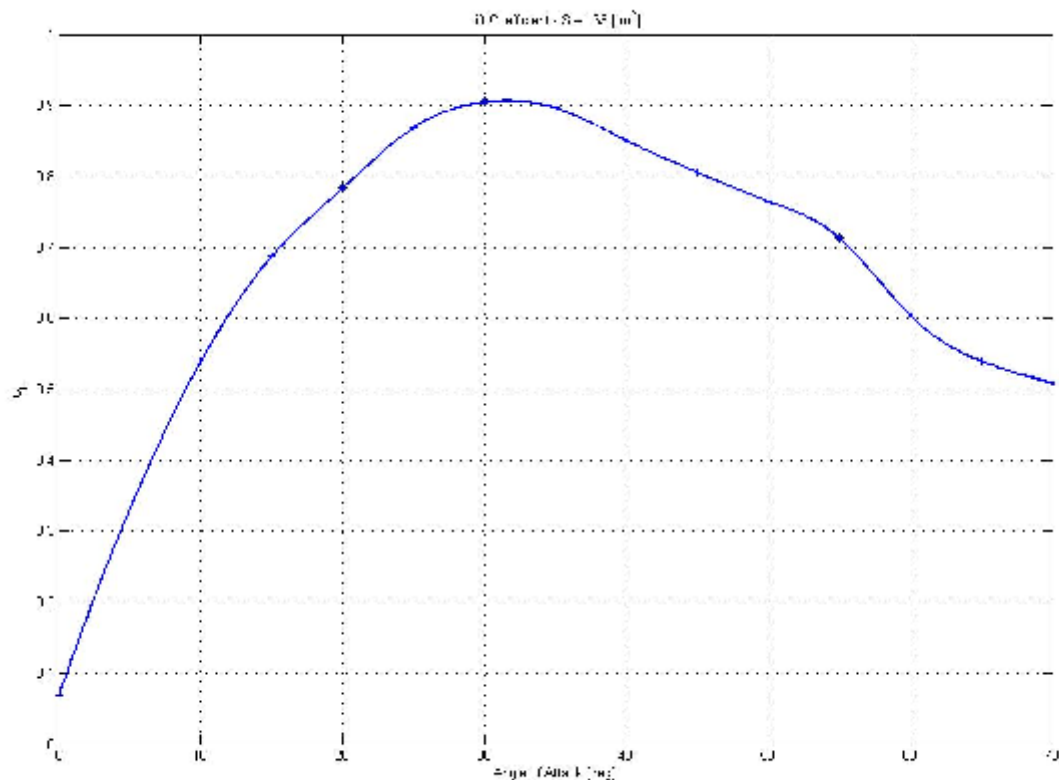


Figura – Andamento del coefficiente di portanza al variare dell'incidenza

Come si vede dalla figura abbiamo un coefficiente di portanza massimo pari a 0.9 ottenuto ad un'incidenza di 32° . Lo stallo avviene dolcemente, senza brusche variazioni, e l'ala continua a portare anche nel regime post-stallo, come dimostra il coefficiente di portanza pari a 0.76 a 50° di incidenza.

In questo grafico si vedono i due primi vantaggi della *NSDT*, ovvero l'elevata incidenza di stallo e la capacità di volare in regime post-stallo.

POLARE

Per quanto riguarda l'efficienza alle elevate incidenze, in campo subsonico, la *NSDT* non offre vantaggi. Il massimo valore raggiunto è infatti 14 solo nella parte in cui il flusso sui profili è ancora attaccato, valore comunque alto per un'ala di un caccia.

Successivamente la produzione di portanza tramite i vortici dell'estremità a delta impone un alto contributo di resistenza facendo decadere velocemente l'efficienza globale

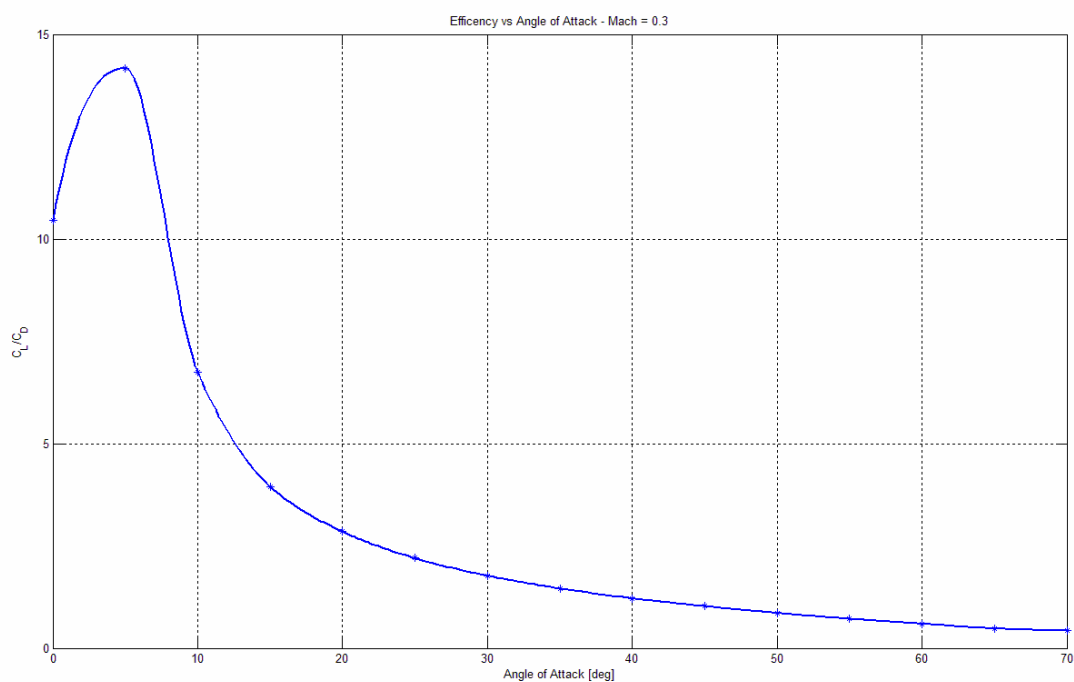


Figura – Andamento dell'efficienza al variare dell'incidenza

Come si vede dalla figura sottostante anche l'andamento con il coefficiente di portanza è tipico delle ali di basso allungamento

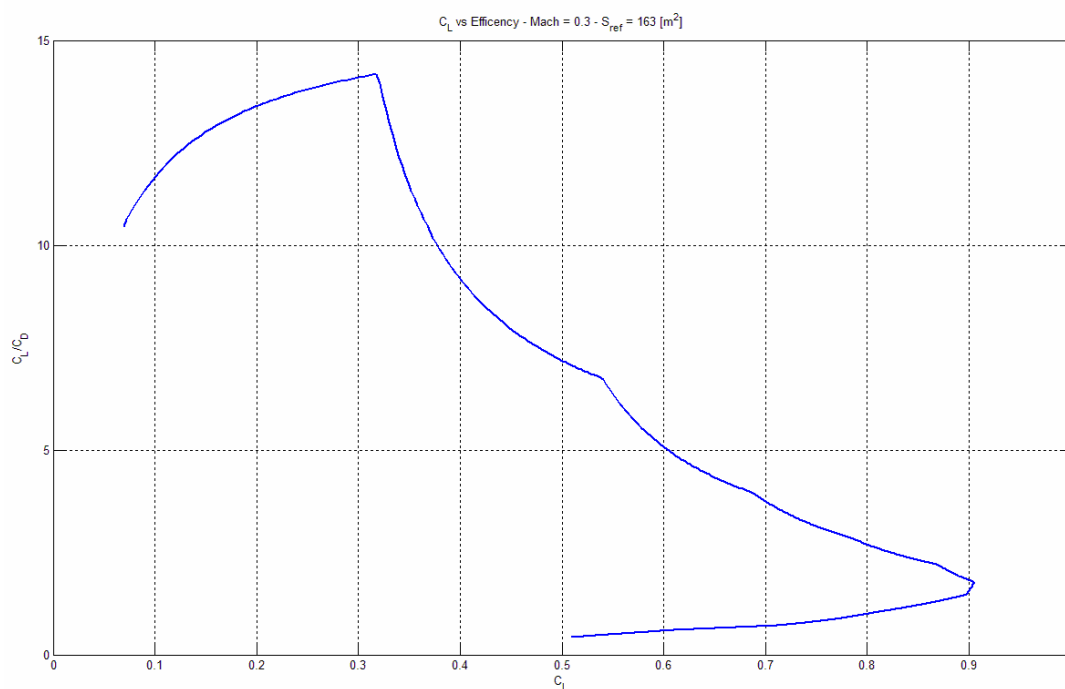


Figura – Andamento dell'efficienza al variare del coefficiente di portanza

L'efficienza nel punto di massima produzione di portanza è solo 1.8, anche se a bassi C_L , tipici di crociera abbiamo valori intorno a 8/9 comunque tipici delle ali per applicazioni militari

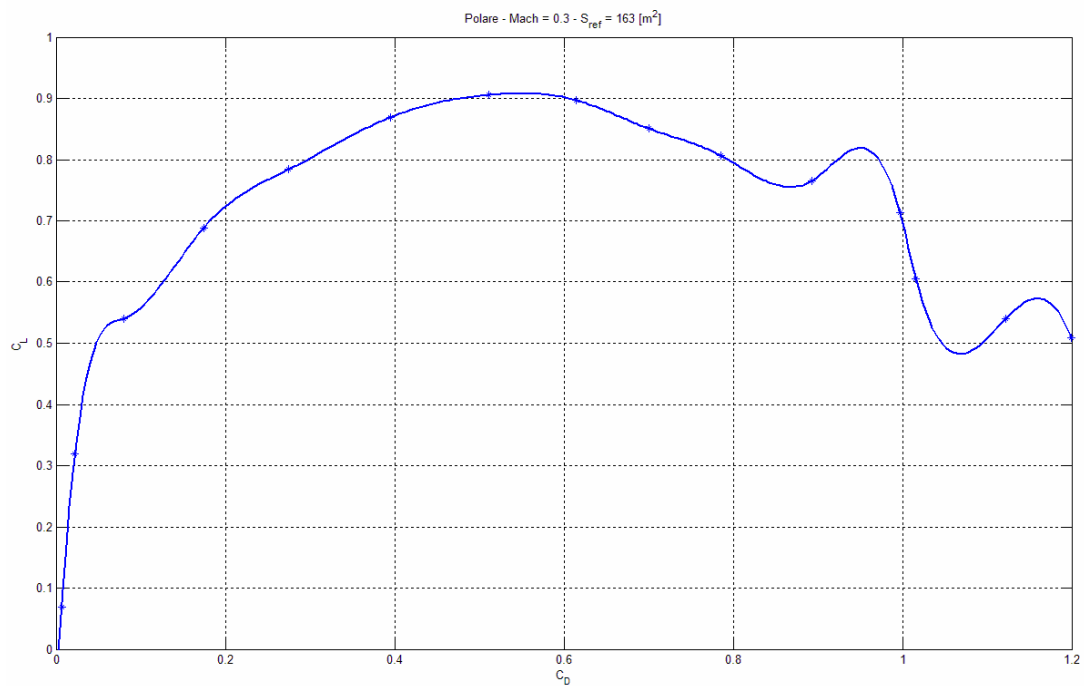


Figura - Polare

STABILITA'

Per quanto riguarda il momento nel canale del beccheggio, la *NSDT* offre delle prestazioni vantaggiose

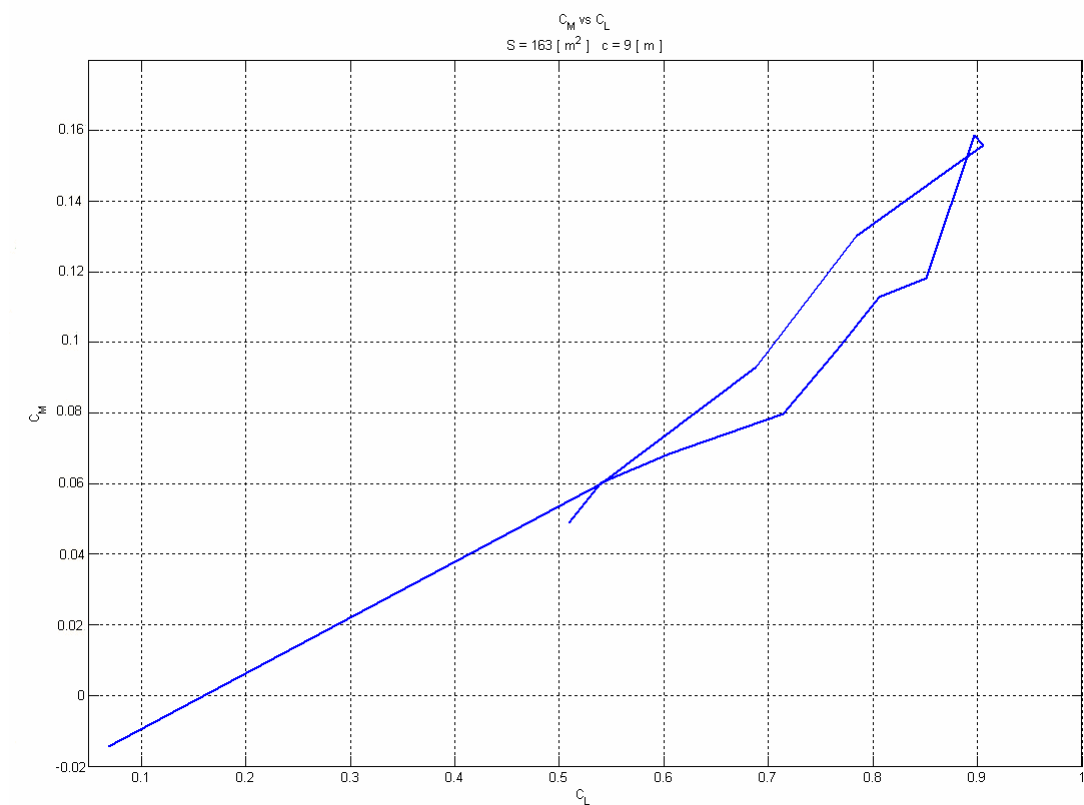


Figura – Andamento del coefficiente di momento (positivo a cabrare) al variare del coefficiente di portanza

Il punto di riferimento è stato preso come il bordo di attacco del profilo alla radice. Vediamo come fino allo stallo l'andamento del C_M sia abbastanza lineare, cosa che mantiene anche dopo lo stallo, fattore benefico nella progettazione del sistema di controllo che dovrà andare a comandare l'aereo. Prima di arrivare all'incidenza massima il punto di applicazione della portanza tende a muoversi verso monte, andamento che si inverte superato lo stallo.

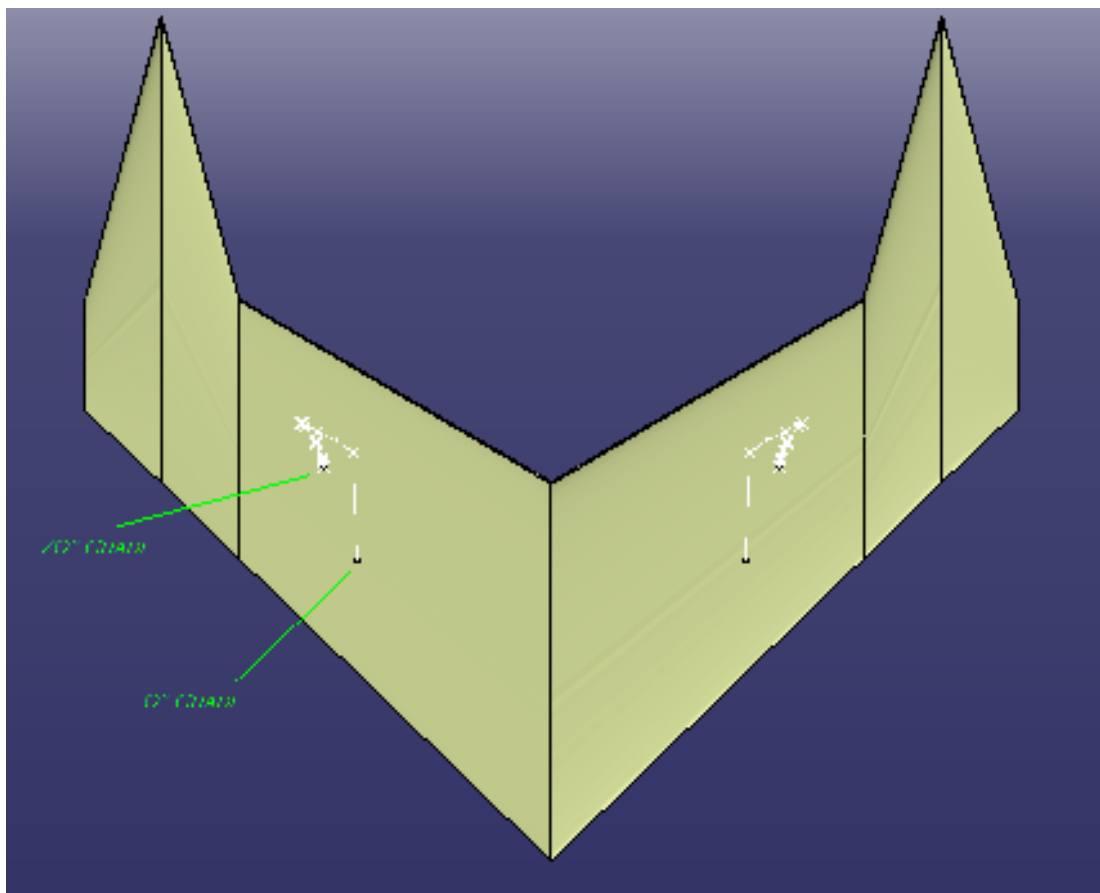


Figura – Variazione del punto di applicazione della portanza di ogni semiala al variare dell'incidenza

Questa caratteristica consente quindi alla NSDT di rilassare il requisito di “pitch-down” in regime di post-stallo di un'ipotetica configurazione globale, in quanto all'aumentare dell'incidenza il centro di pressione, spostandosi verso valle tende a riavvicinarsi al baricentro, diminuendo l'effetto destabilizzante e quindi anche il requisito di carico sui timoni di profondità

6.1.2 – CARATTERISTICHE QUALITATIVE DEL FLUSSO

Basso allungamento e forte freccia impongono alla NSDT un flusso fortemente separato con presenza di vortici organizzati con la loro successiva diffusione all'aumentare dell'incidenza e/o di un eventuale gradiente avverso di pressione troppo intenso. Nell'analisi successiva le immagini sono state ricavate tramite il programma di “post-processing” *FieldView 10*.

0° GRADI

Il flusso è completamente attaccato e le linee di corrente non subiscono alcuna deviazione verso l'interno dell'ala

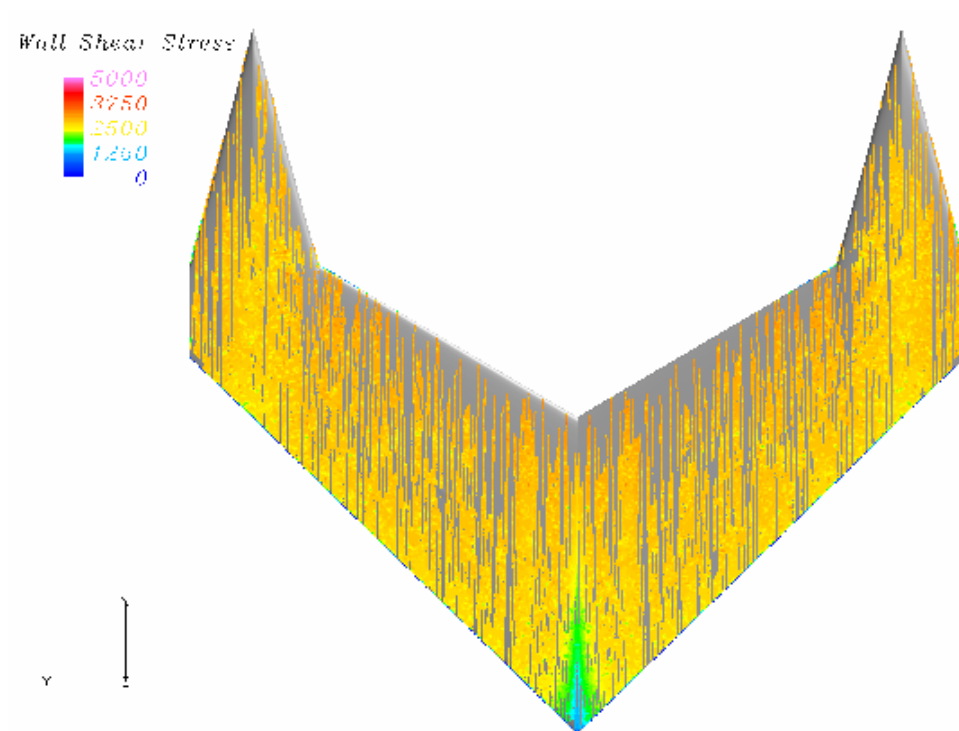


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali

Sulle estremità a delta non si ha la formazione di alcun vortice di bordo di attacco

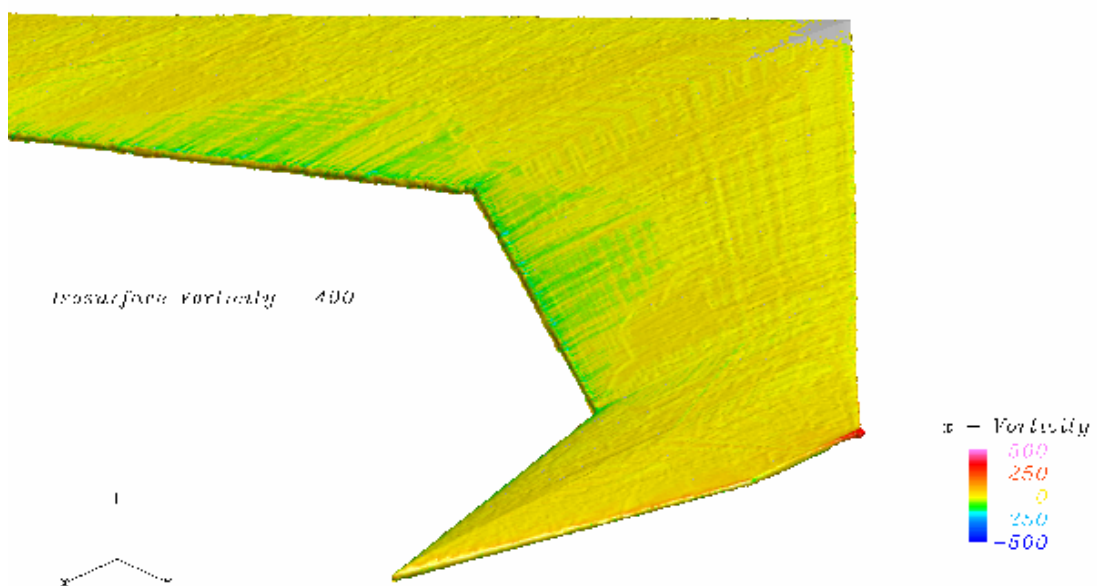


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità globale; si può vedere l'assenza di un vortice di bordo di attacco sulla delta, mentre è presente un piccolissimo “tip vortex”

Anche il “*tip vortex*” a stento riesce a formarsi ed è a malapena visibile. Sui profili il flusso si separa al bordo di uscita, e le aspirazioni inducono un $C_{p_{\min}}$ pari a -0.5

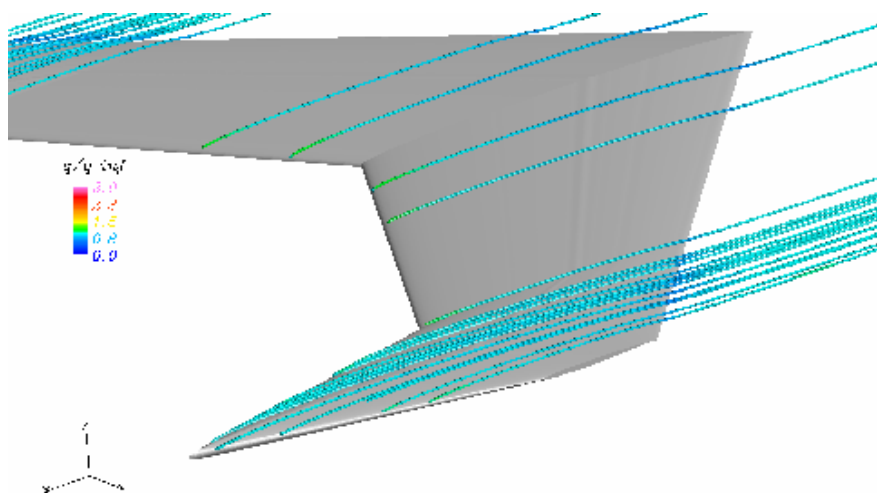


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

5° GRADI

Il flusso sui profili è attaccato anche se verso la radice si incominciano a notare delle piccole bolle di separazione.

Al centro dell'ala invece il flusso è già separato; sulla delta incominciano a formarsi le prime tracce dei vortici anche se molto deboli.

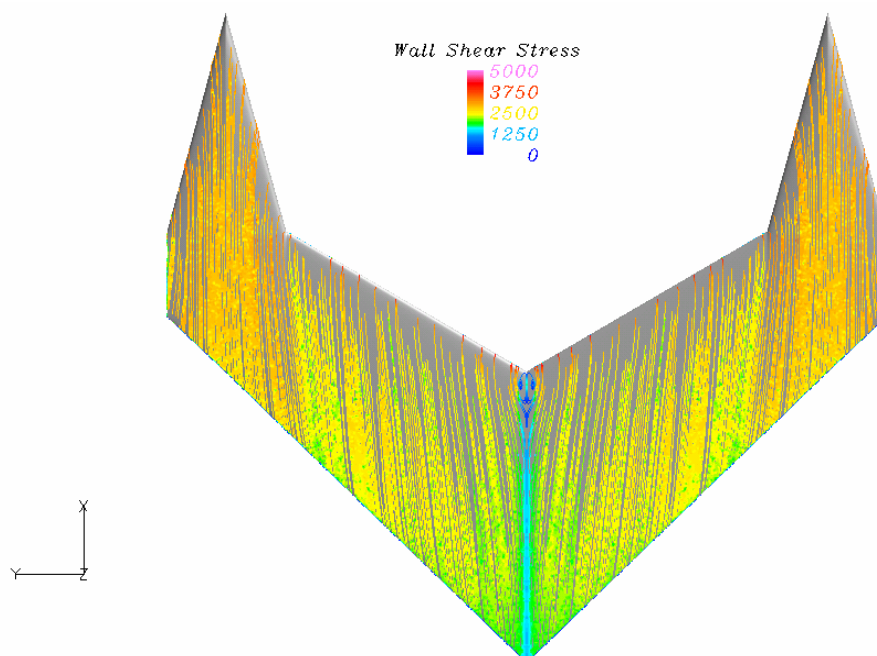


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali

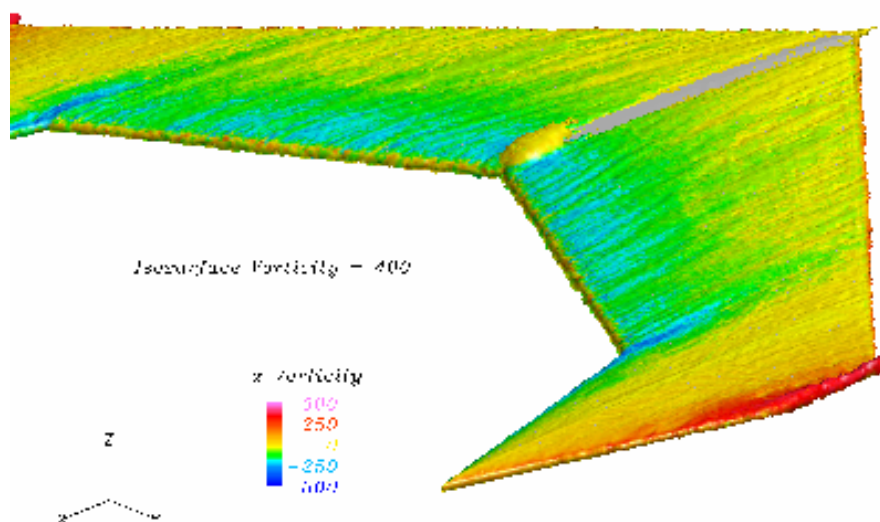


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità globale; si intravedono i vortici sulla delta, mentre alla radice dell'ala il flusso è separato

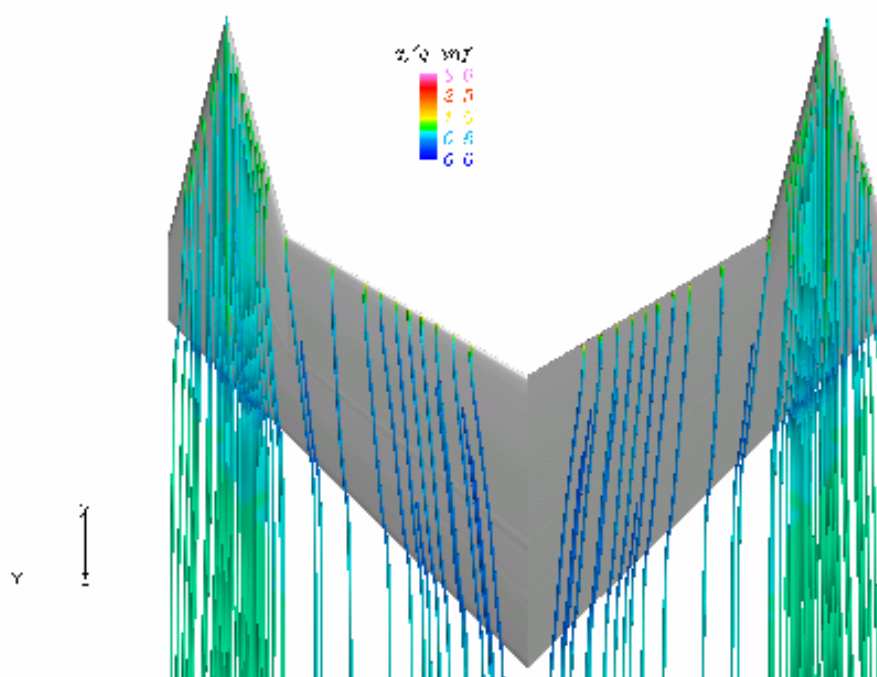


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente; si può notare la leggera deviazione del flusso verso la radice dell'ala tipico delle frecce inverse

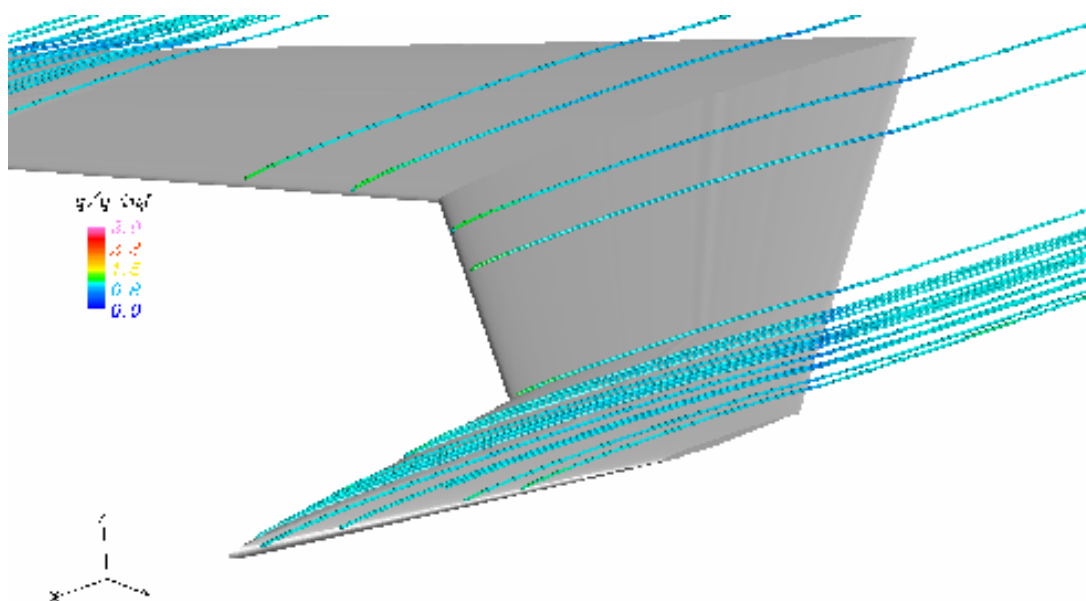


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

10° GRADI

A questo valore di incidenza tutti i profili della parte interna della *NSDT* sono stallati, eccezion fatta per quella parte dell'ala influenzata dal vortice della “delta tip” interno che energizza lo strato limite

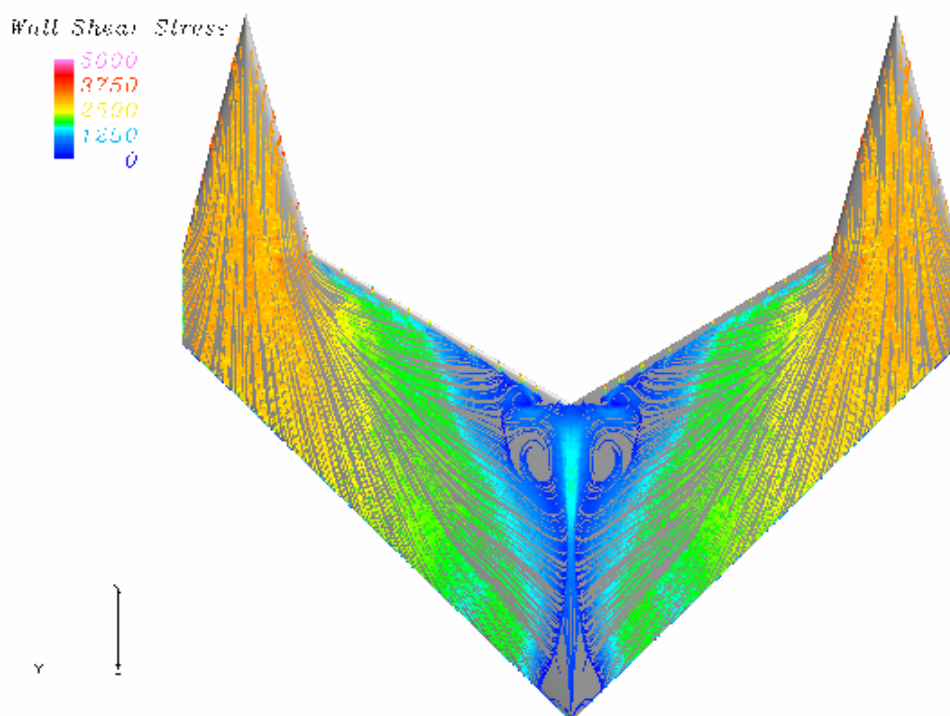


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente di superficie; l'ala alla radice è stallata e sono visibile ampie zone di ricircolo con velocità minime; sulla delta sono apparsi i vortici di bordo di attacco ed al “kink” è già presente l'interazione che devia il flusso verso l'interno

Come si vede dalle “surface streamlines” la parte interna dell'ala presenta un flusso completamente separato, con due una coppia simmetrica di vortici sulla superficie

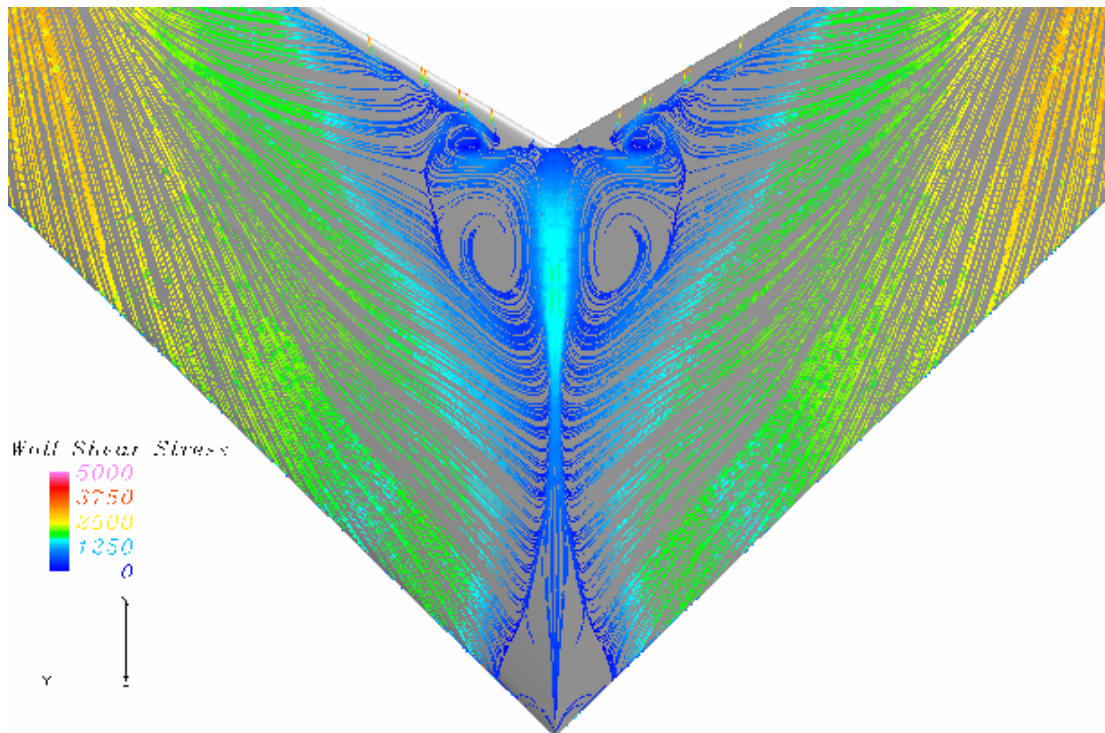


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; la zona stallata presenta due coppie di vortici superficiali causati dal flusso separato

I vortici sulla delta sono completamente formati, inoltre si genera anche il vortice al “kink” che tende a far deviare verso l’interno quello proveniente da monte

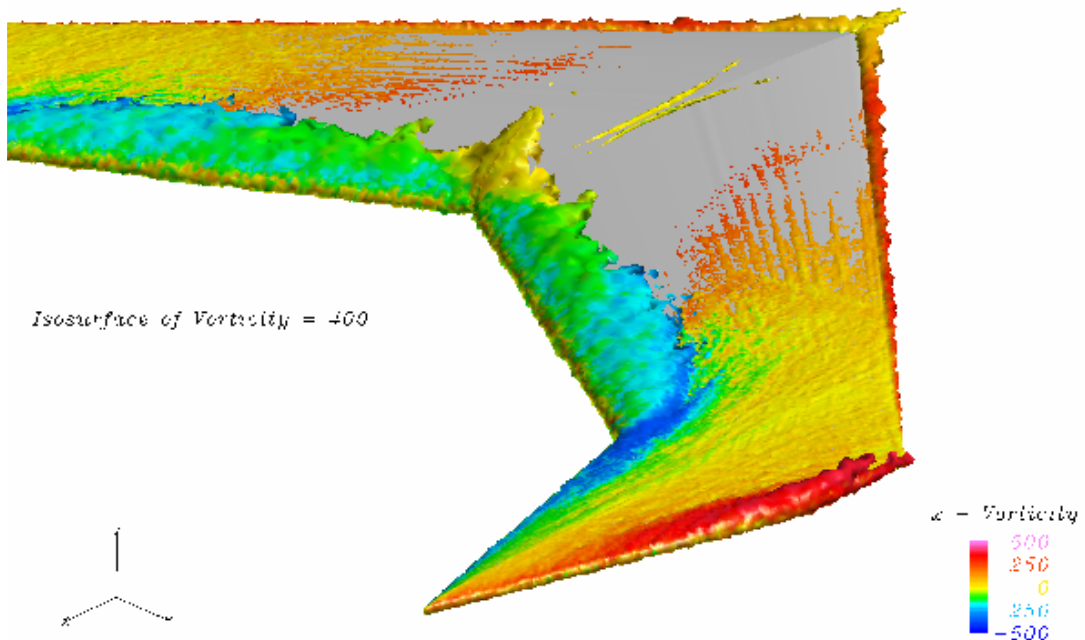


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità globale; sono distinguibili i vortici esterno della delta, interno della delta, del “kink” con l’interazione di questi ultimi due che tende a deviarli verso l’interno dell’ala

Tuttavia il vortice del “kink” dato il basso valore della freccia si diffonde quasi subito, anticipando così anche il “breakdown” del vortice della delta interno fortemente accoppiato ad esso.

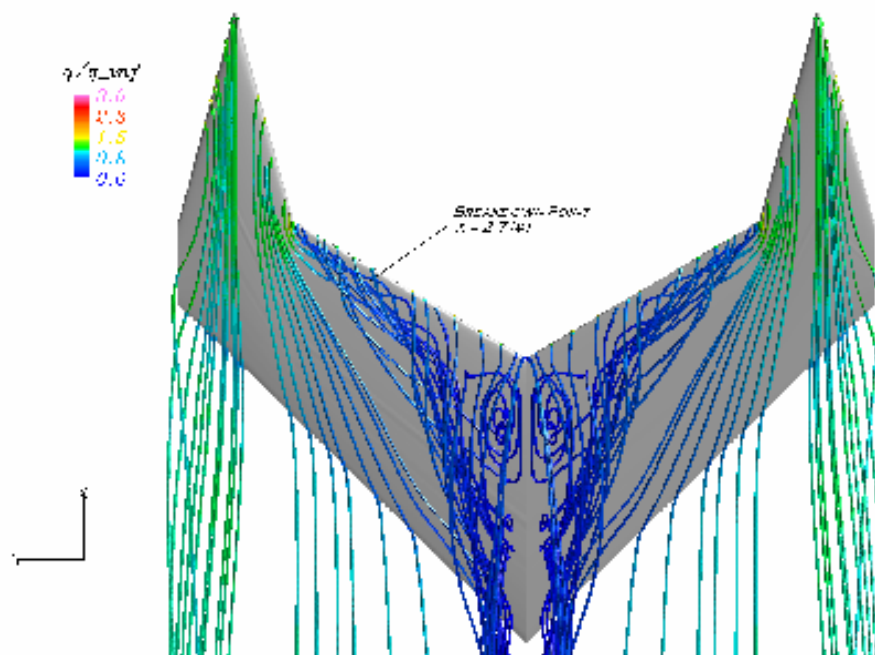


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente; la freccia indica il punto di “breakdown” del vortice del “kink”, si vede inoltre come questo tenda a deviare verso l’interno dell’ala il vortice interno della delta

Il vortice esterno della delta invece sopravvive fino al bordo di uscita

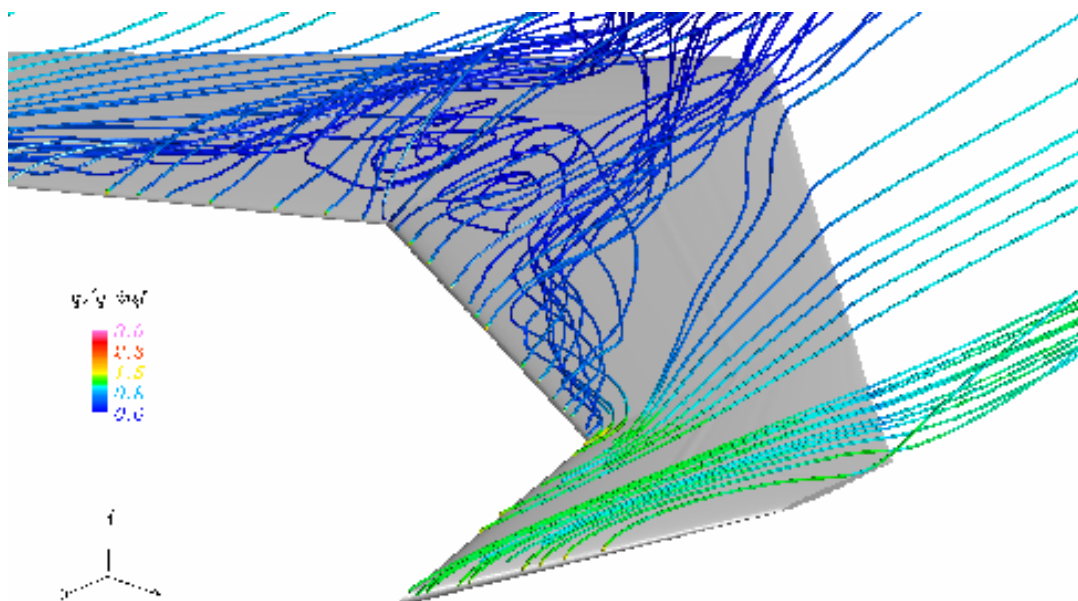


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

15° GRADI

Lo stallo della radice dell’ala continua a progredire verso le estremità mentre tende a spostarsi verso monte anche il punto di “breakdown” del sistema dei vortici della delta interna e del “kink”

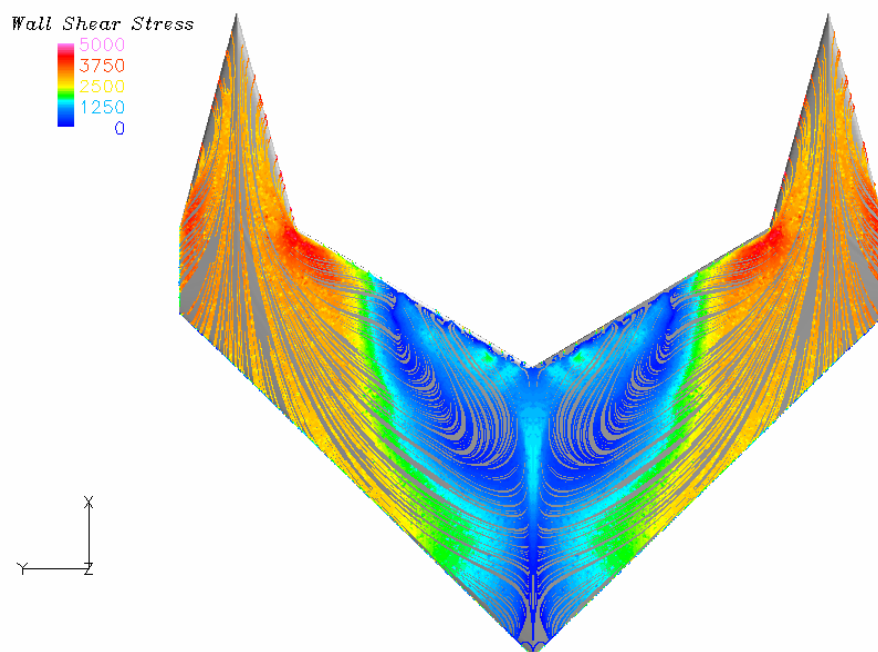


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; si vedono le impronte dei tre vortici, i due della delta e quello del “kink”, rappresentati dalle zone in rosso

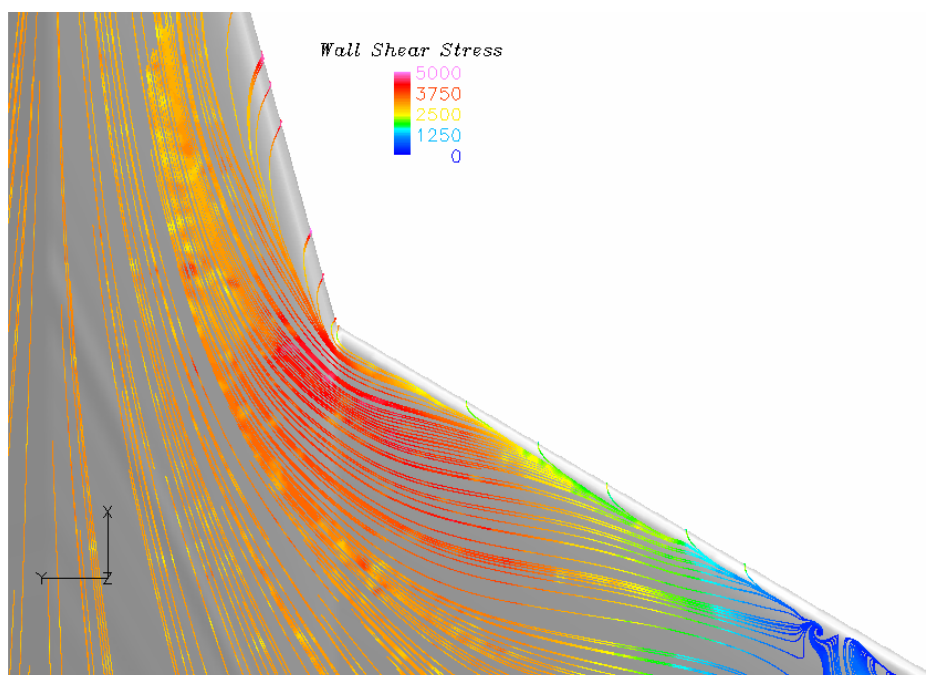


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; zona di interazione del vortice interno della delta e quello del “kink”, in basso a destra si vede anche un piccolo vortice di superficie creato dalla scia separata della radice dell’ala (zona blu)

Il “breakdown” del vortice della delta esterno incomincia a manifestarsi al bordo di uscita dell’ala

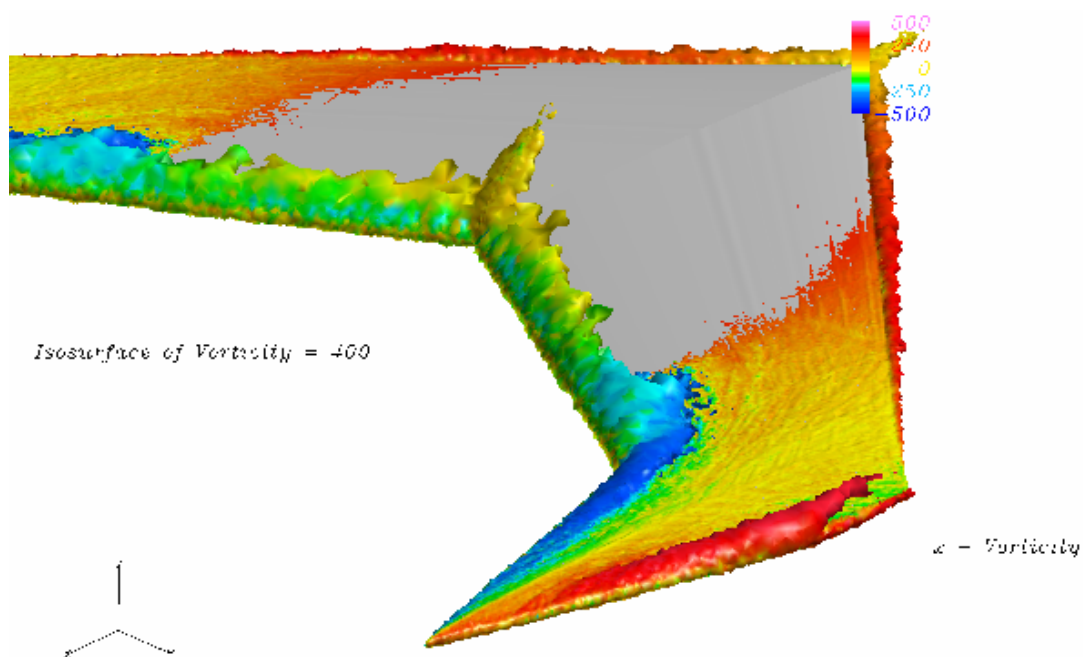


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità globale

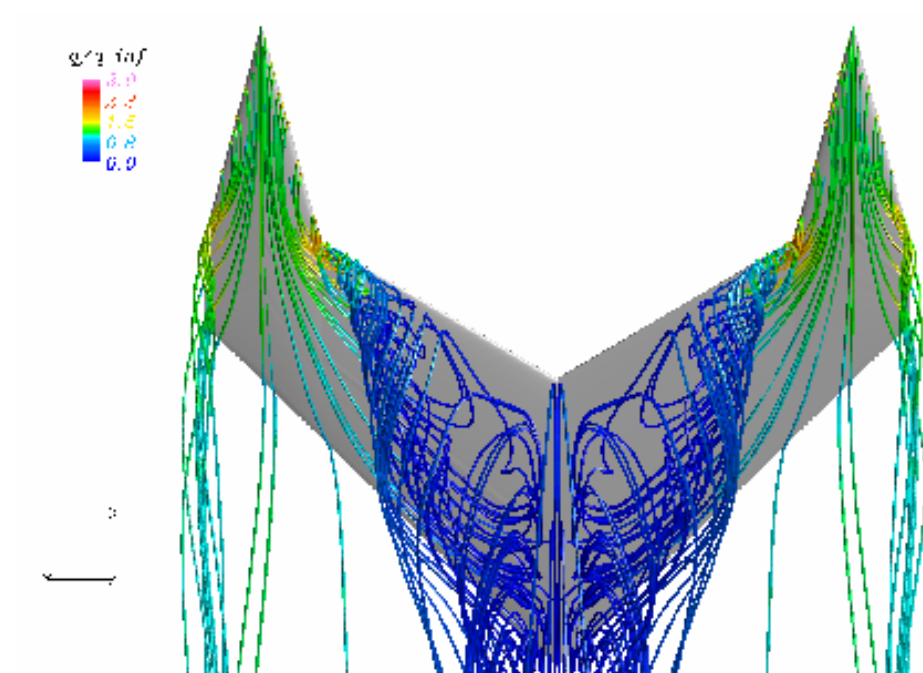


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente; l'espansione delle linee di corrente e il loro cambiamento di colore da verde a blu scuro evidenziano la diminuzione di energia del flusso associabile alla diffusione del vortice del "kink"

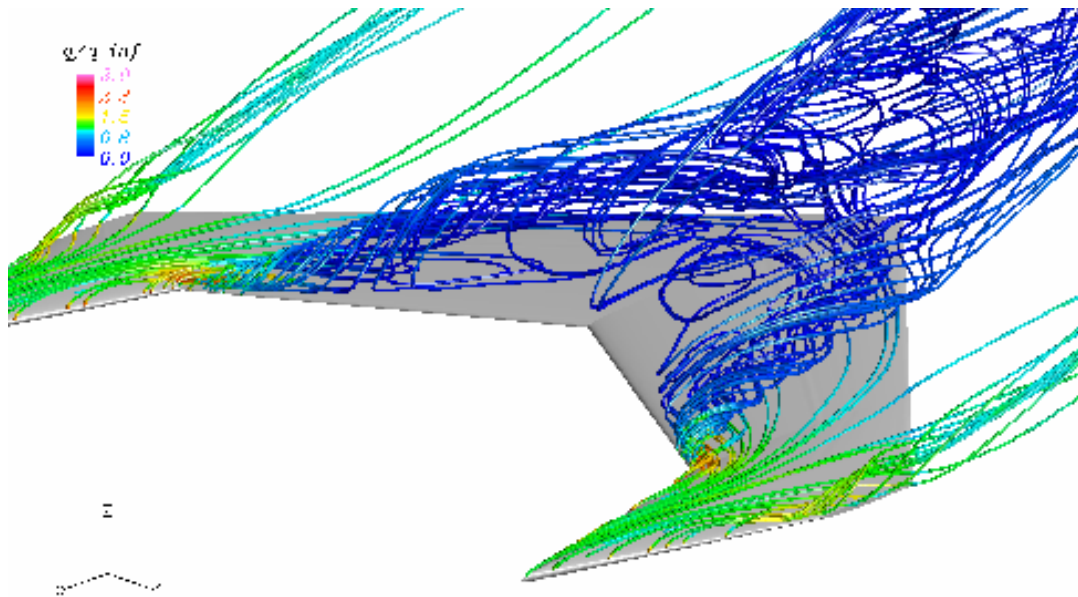


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

20° GRADI

A questo valore di incidenza il vortice del “kink” dovrebbe essere già diffuso, tuttavia l’interazione con quello della delta sul lato interno ne ritarda la comparsa del “breakdown”

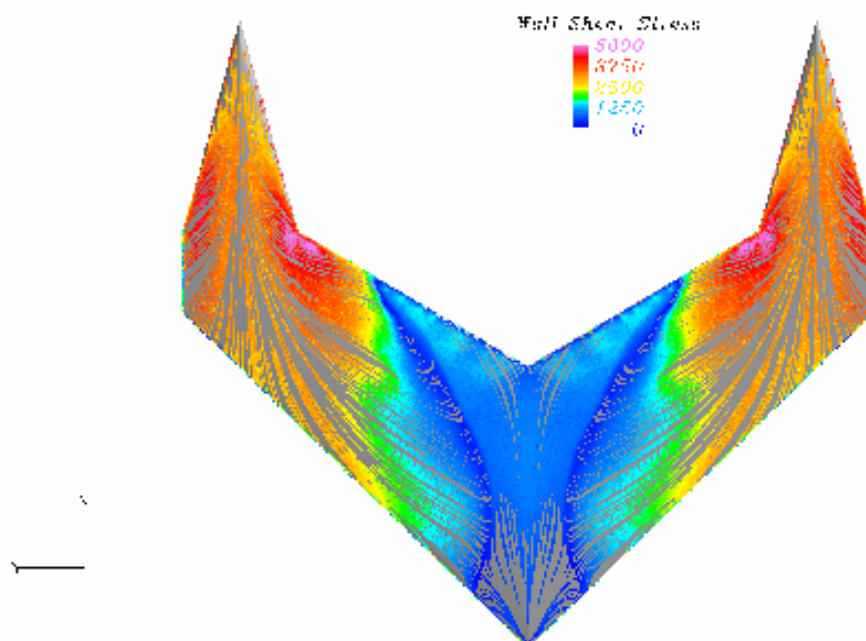


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; lo stallo continua a progredire verso l’estremità, mentre è ancora presente il vortice del “kink” tenuto in vita dal vortice interno della delta

Naturalmente questo processo sottrae energia al vortice della delta causandone una diffusione anticipata rispetto a quello sul lato esterno

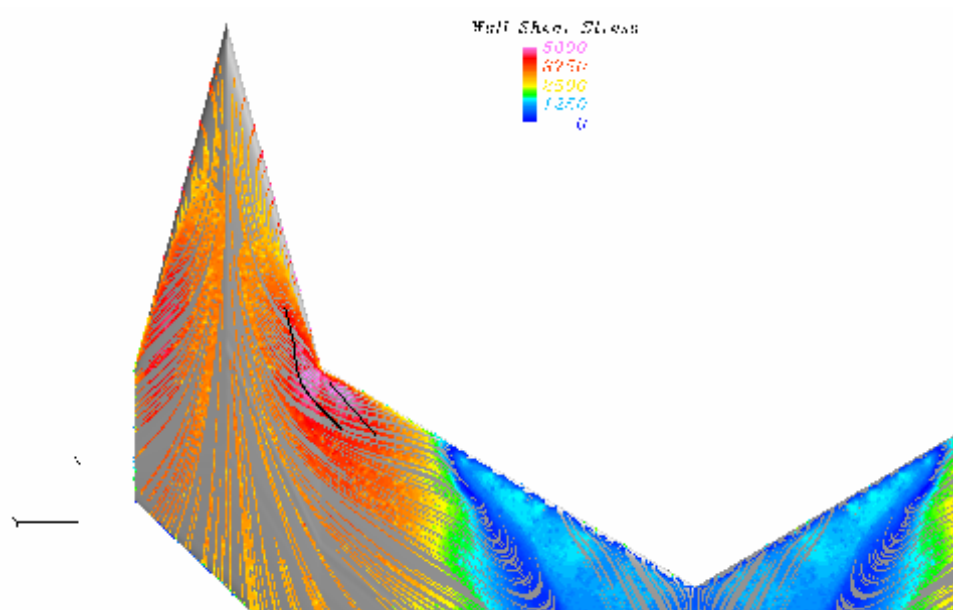


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; in nero sono evidenziate le traiettorie dei vortici del “kink” e della delta interno, come si vede quest’ultimo nell’interazione è curvato verso la radice dell’ala

La zona flusso separato interna all’ala continua ad aumentare

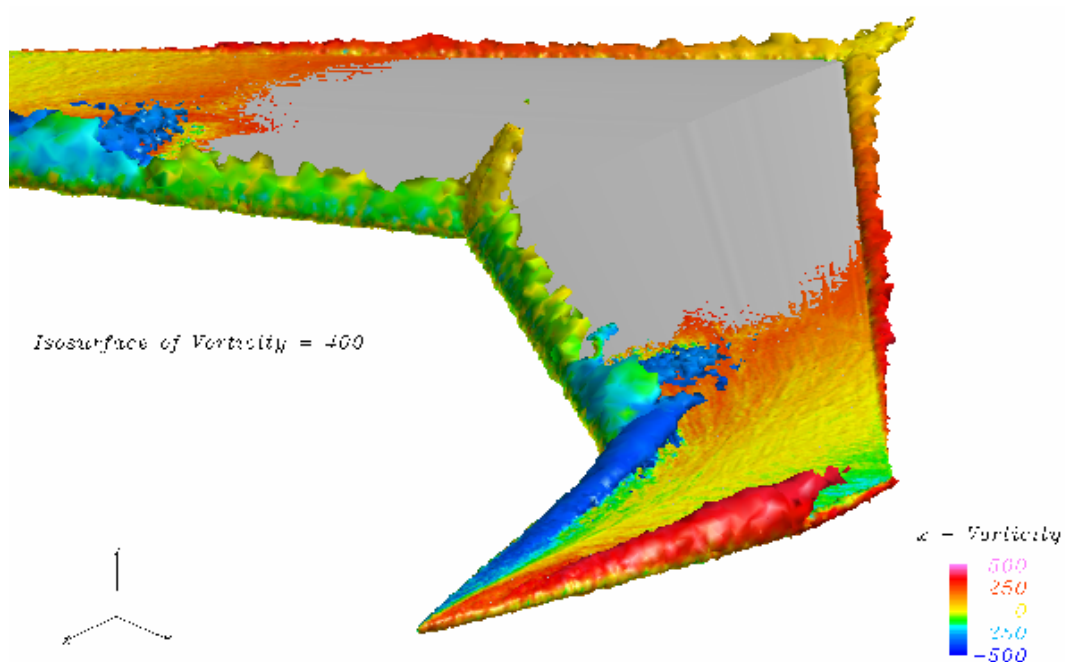


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità globale

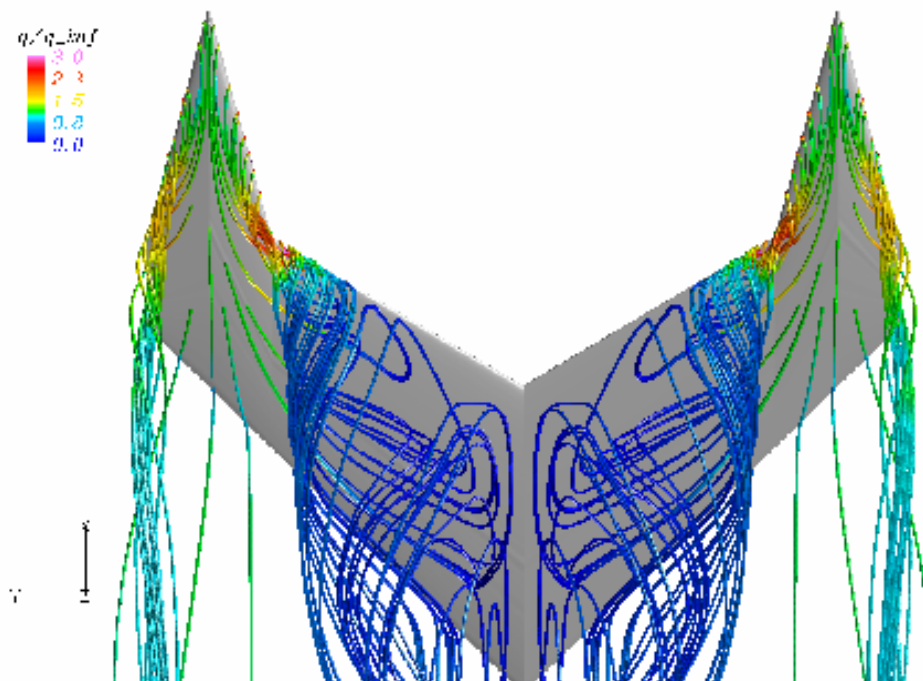


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente; si può individuare facilmente il punto di “burst” del sistema vortice del “kink”, interno della delta

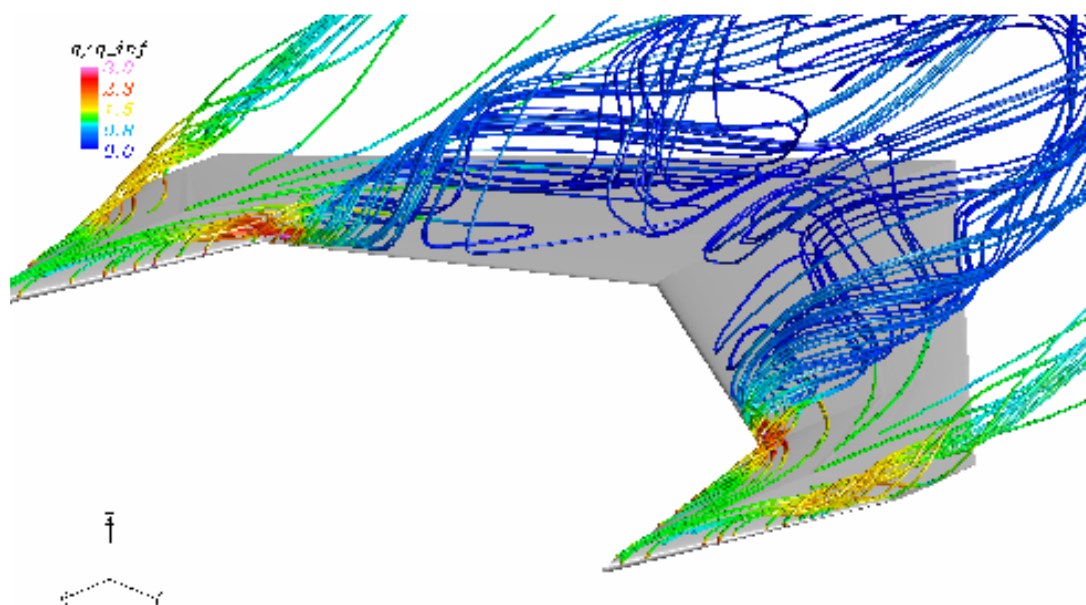


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

25° GRADI

Il “breakdown” del vortice del “kink” raggiunge l’apice, con 10° in più di incidenza rispetto al valore previsto se fosse stato isolato da quello della delta. Quest’ultimo tuttavia si diffonde in anticipo in quanto il suo nucleo non è in grado di passare oltre la zona di flusso instabile e turbolento

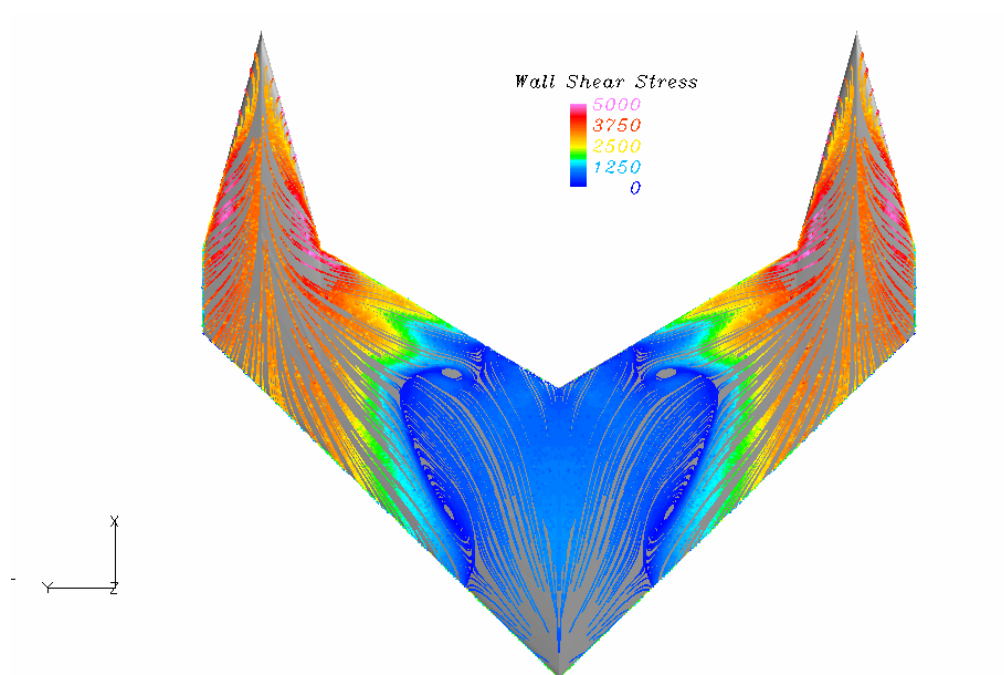


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; lo stallo progredendo dalla radice ha ormai raggiunto metà ala interna, mentre il “breakdown” del vortice del “kink” ha raggiunto il “kink” stesso

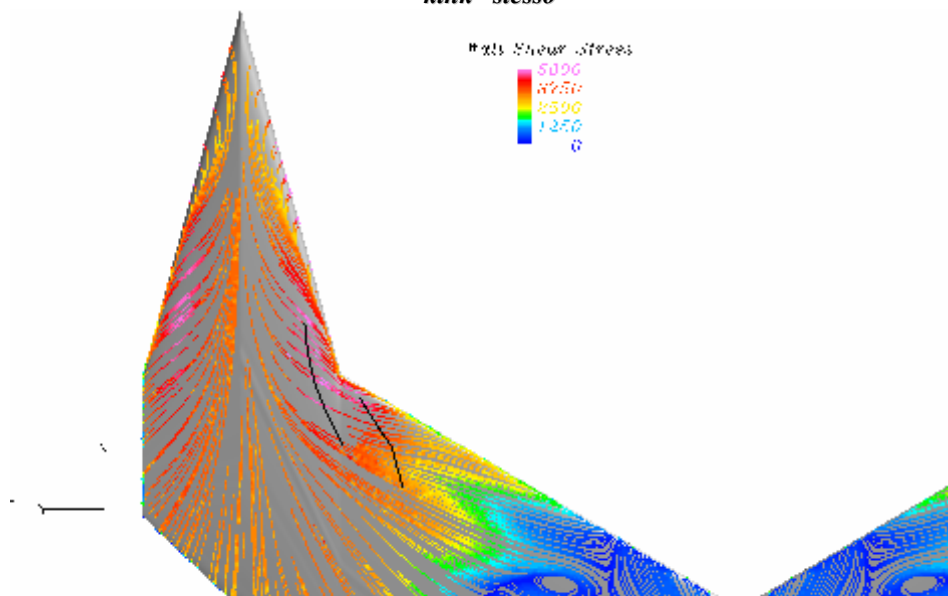


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; in nero le traiettorie dei vortici

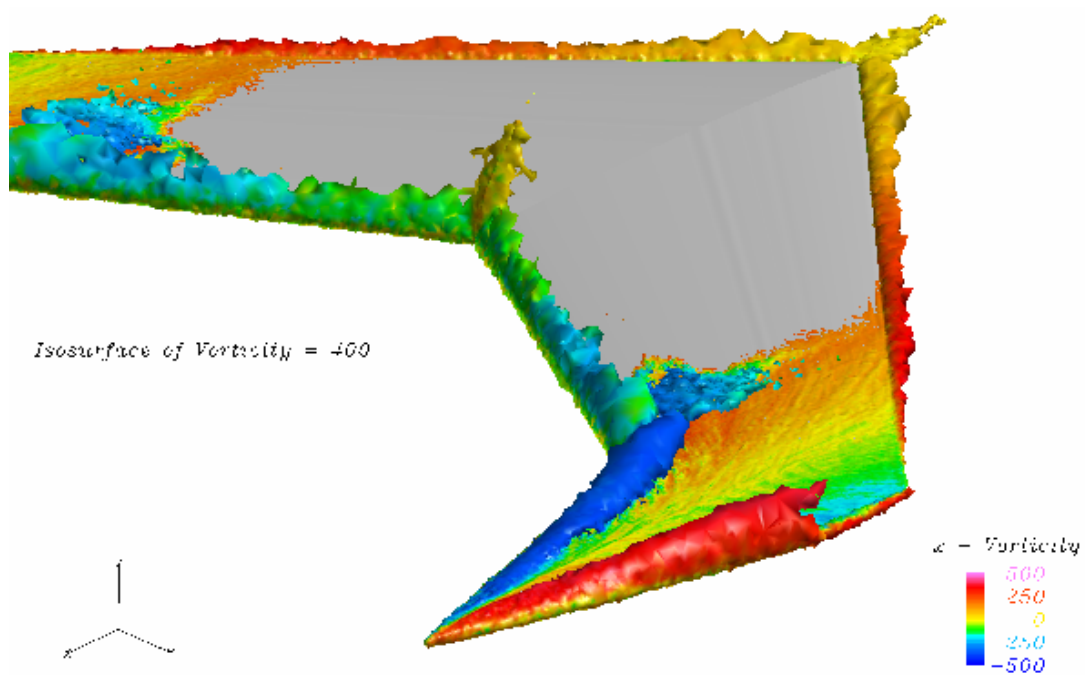


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità globale

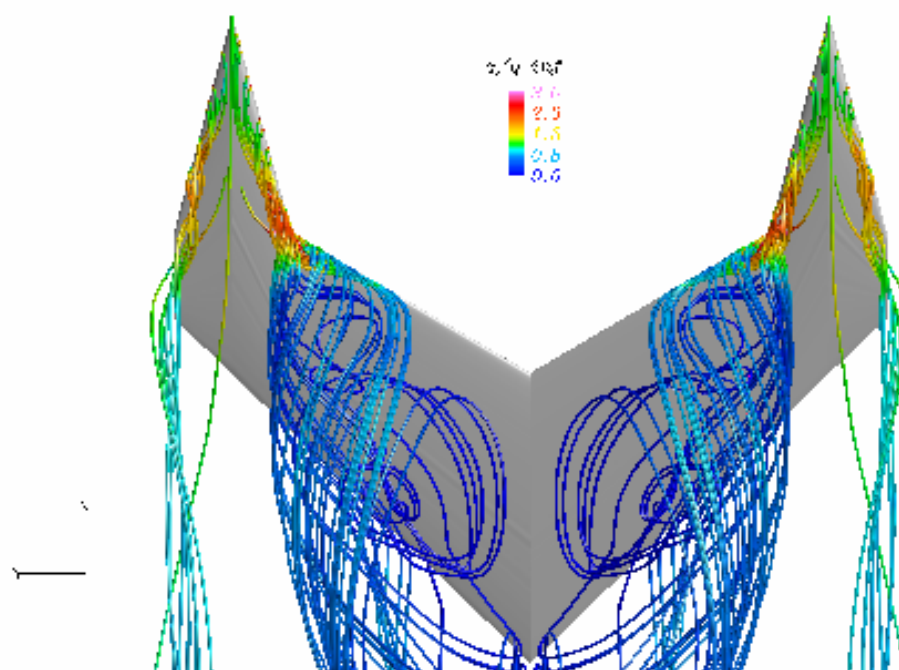


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente; si nota bene il punto di “breakdown”

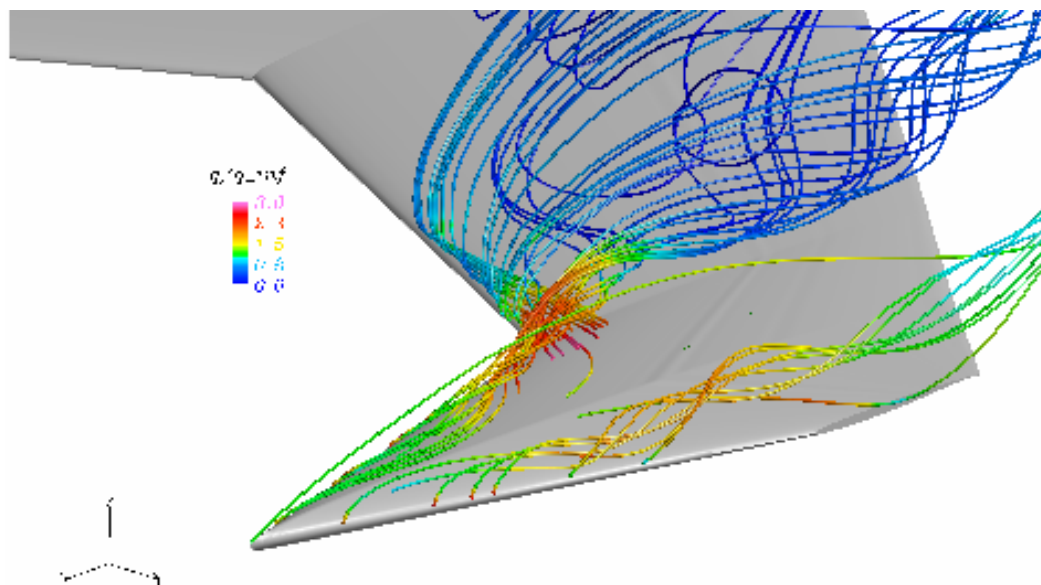


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente; si nota sia il “breakdown” e la deviazione del flusso verso l’interno dovuta alle forti aspirazioni presenti al “kink”

30° GRADI

L’ala globale è prossima allo stallo, inoltre oramai il vortice del “kink” non è più presente ed in questa zona si sviluppa una scia diffusa

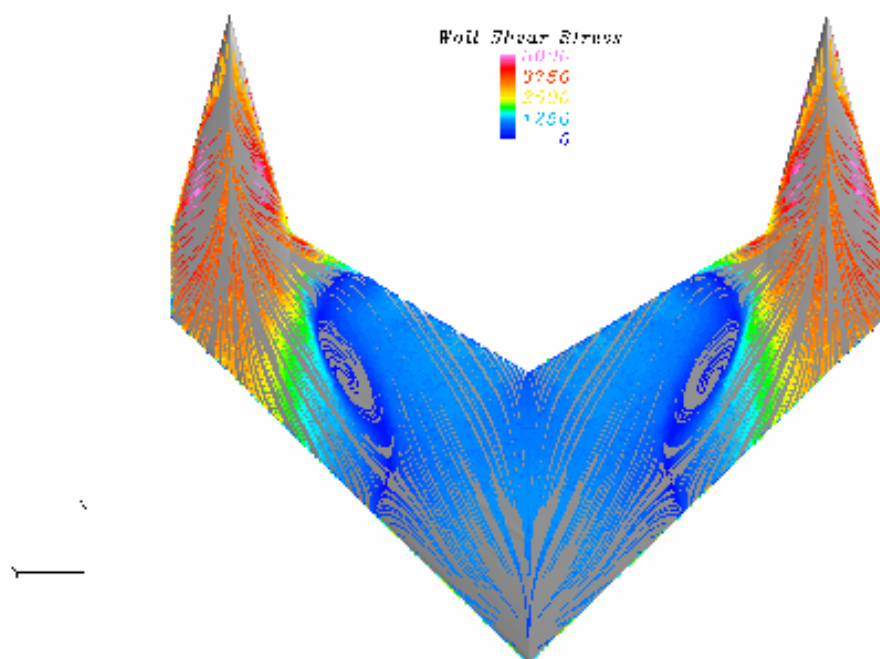


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali

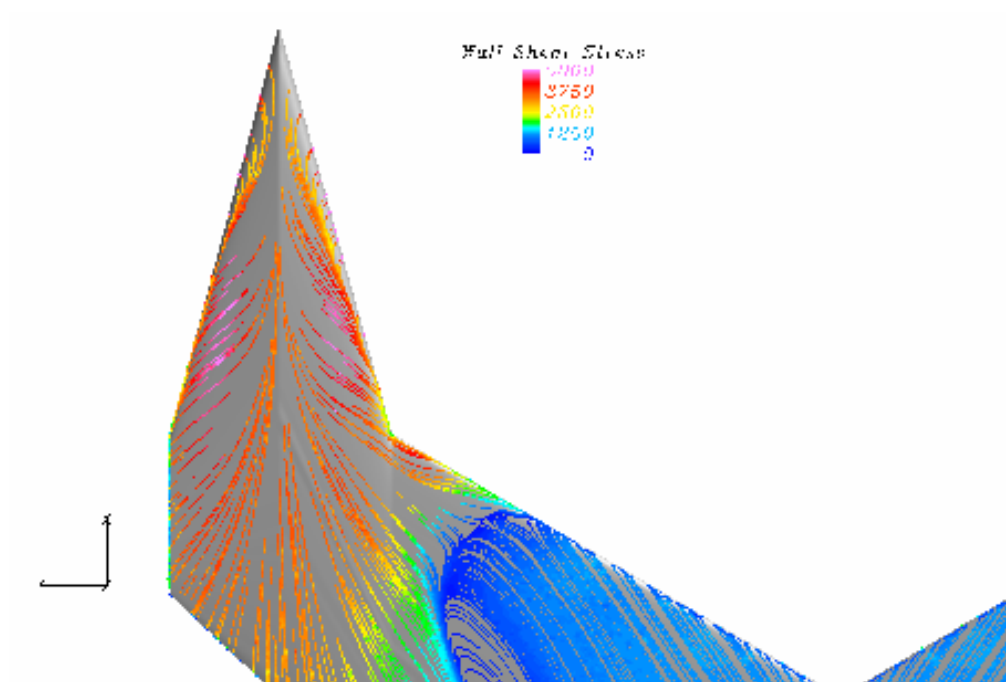


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; come si vede nel “kink” il flusso è separato e disorganizzato

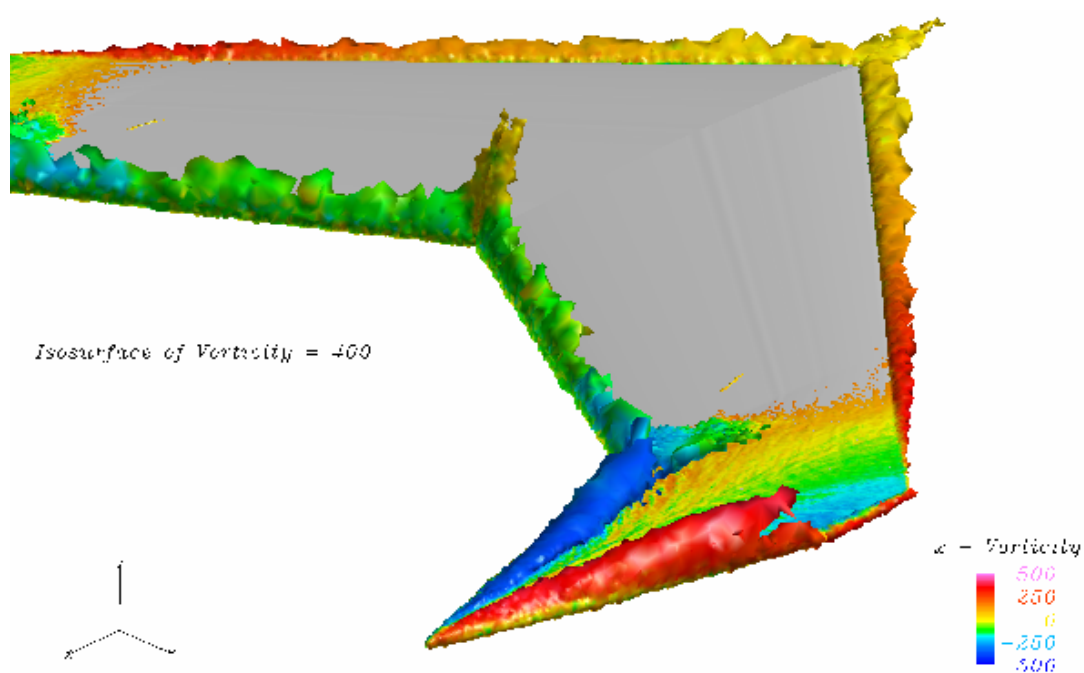


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità globale

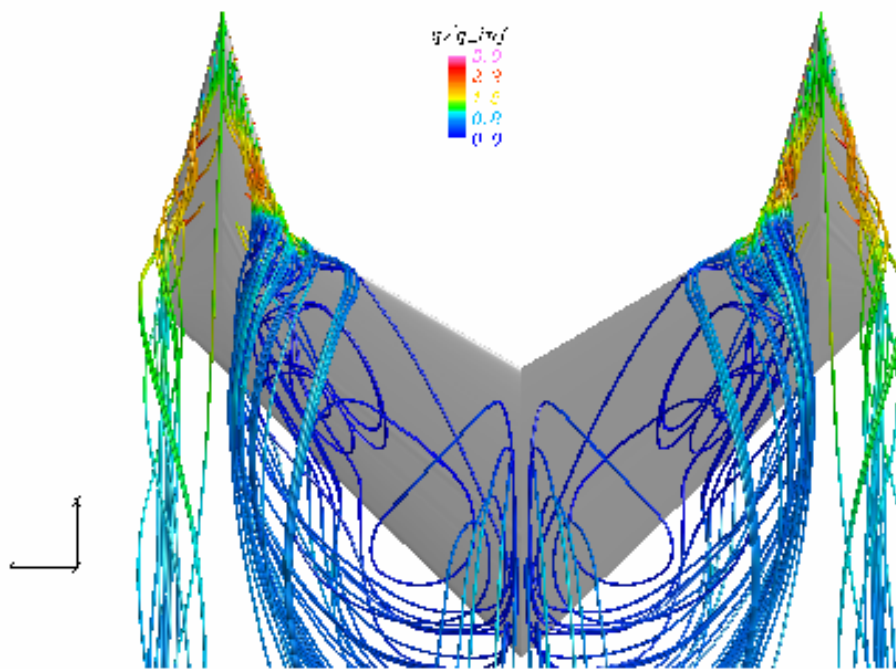


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

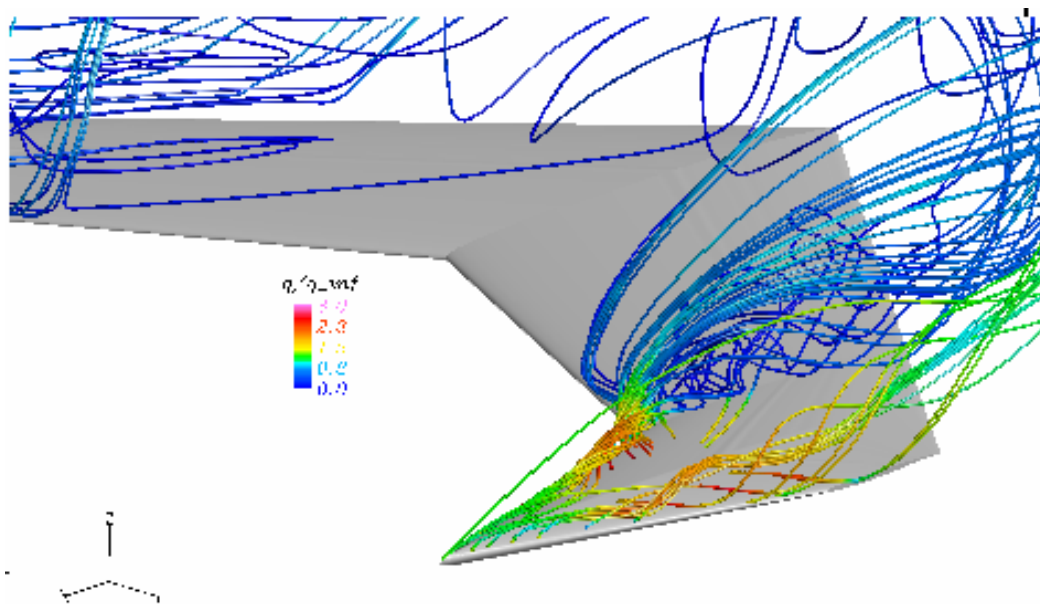


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

35° GRADI

L'ala è entrata nel regime di post-stallo, inoltre a questa incidenza si prevede che il vortice esterno della delta si diffonda all'altezza del "kink". Tuttavia la presenza di un flusso instabile nella zona del "kink" anticipa il "burst" del vortice interno della delta e continuerà ad influenzarlo anche ad incidenze superiori

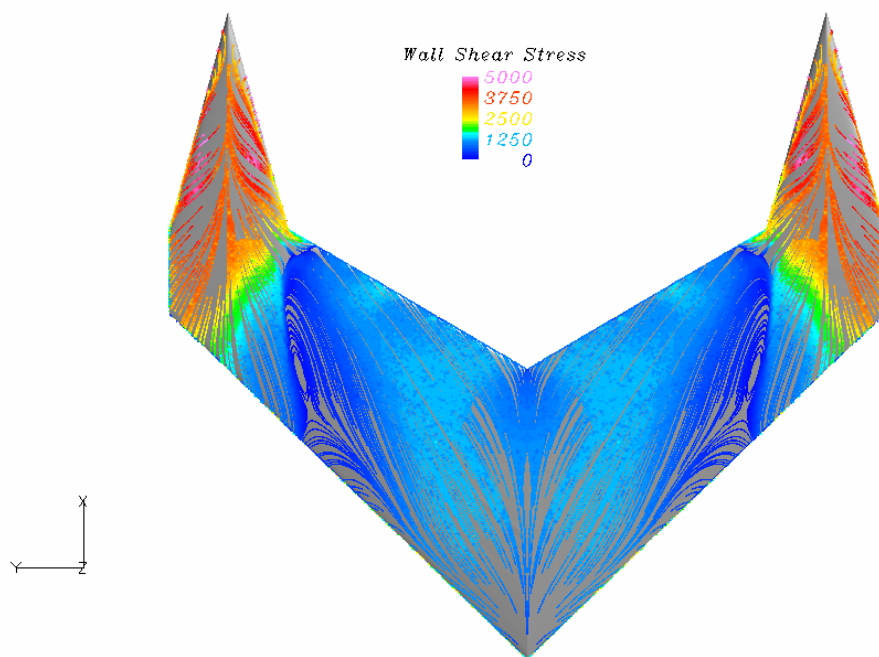


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali

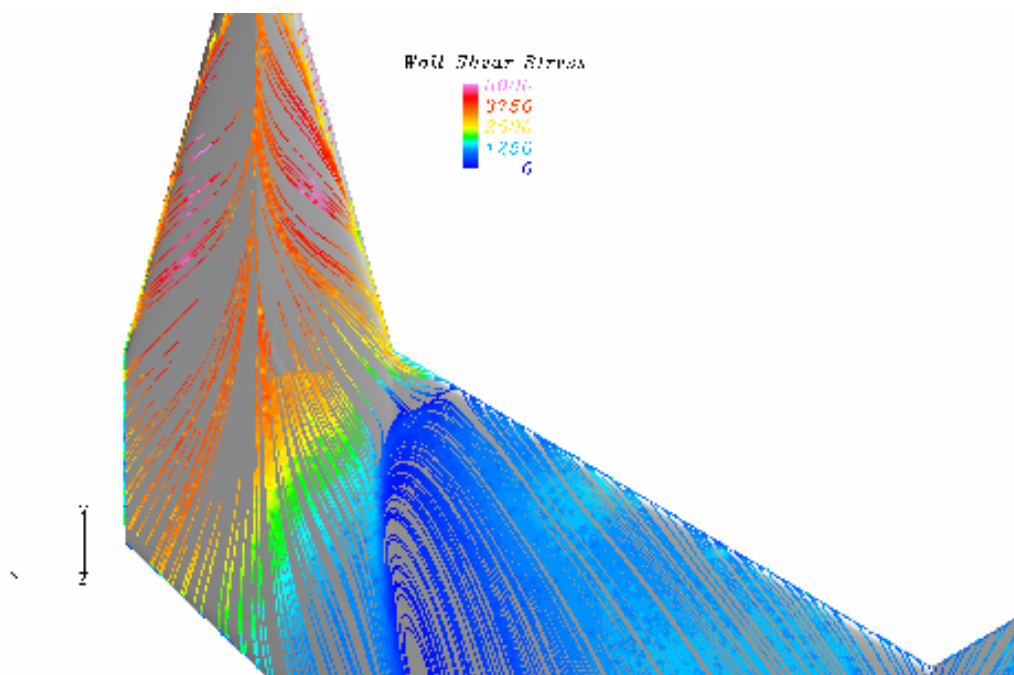


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; come si vede il “burst” sulla delta è fortemente asimmetrico

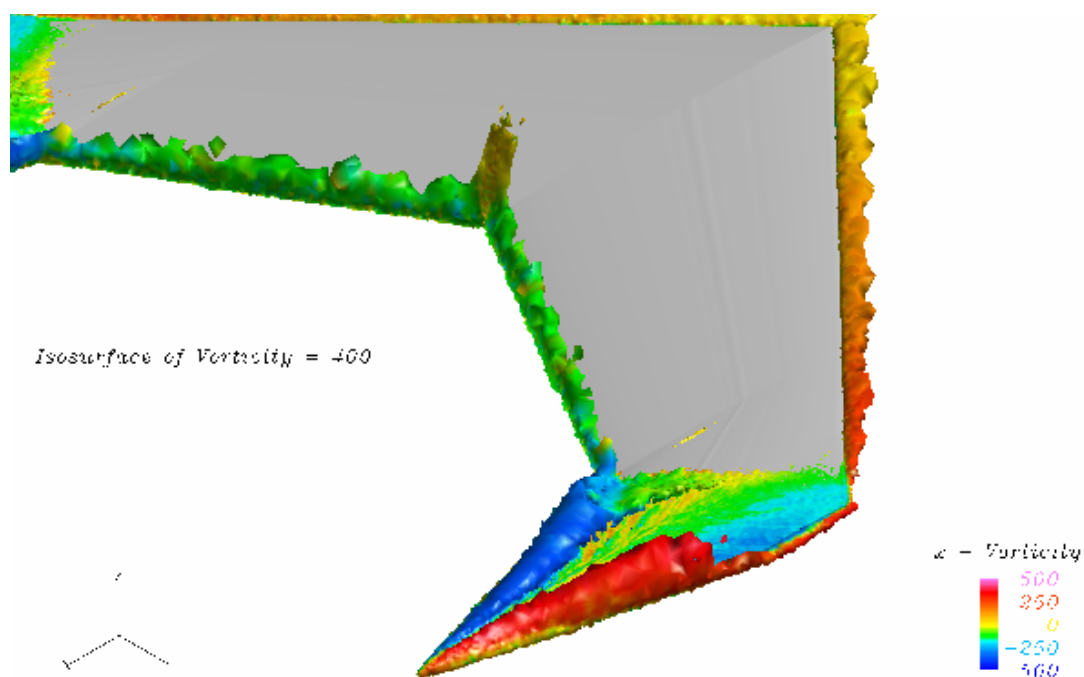


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità globale

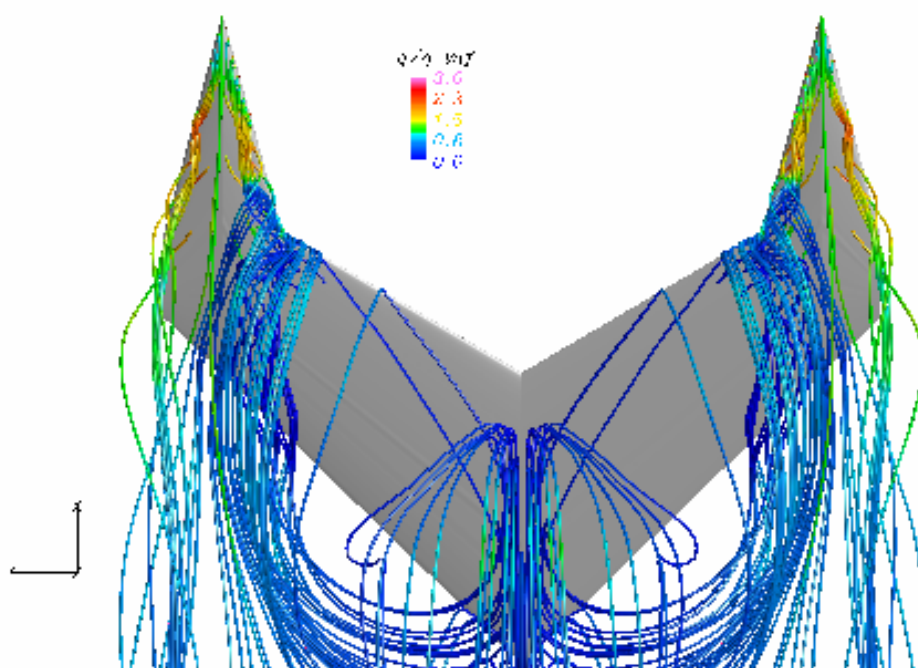


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente; in questa immagine si nota bene l'asimmetria del punto di diffusione dei vortici della delta

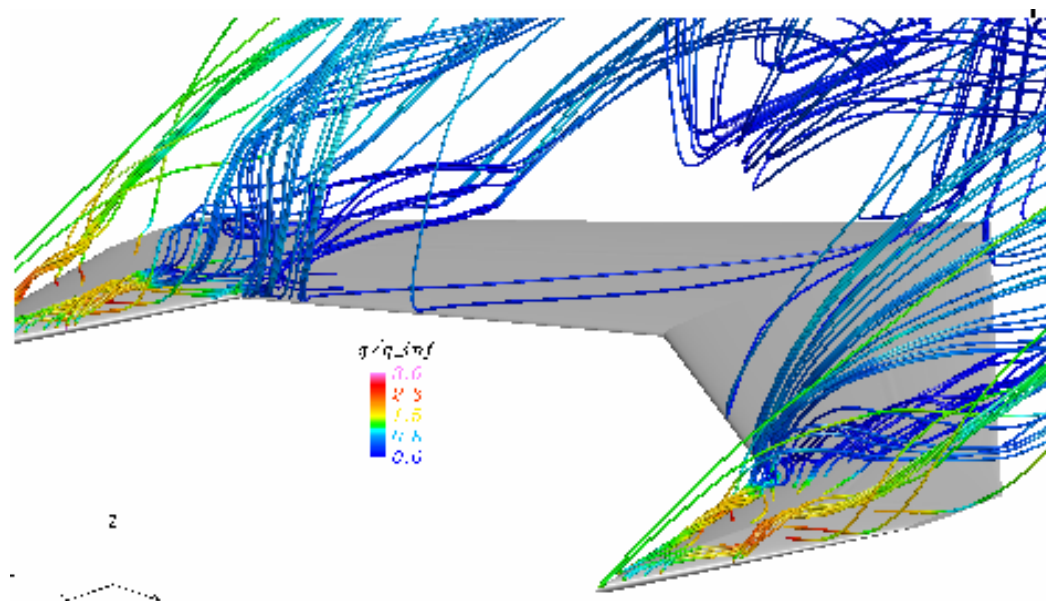


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

40° GRADI

Essendo oramai il vortice del “*kink*” scomparso ci si aspetta che entrambi i vortici della delta si diffondano alla stessa altezza ma ciò non avviene.

Intorno al “*kink*” infatti viene a formarsi un vortice orario che anticipa il “*burst*” di quello interno della delta

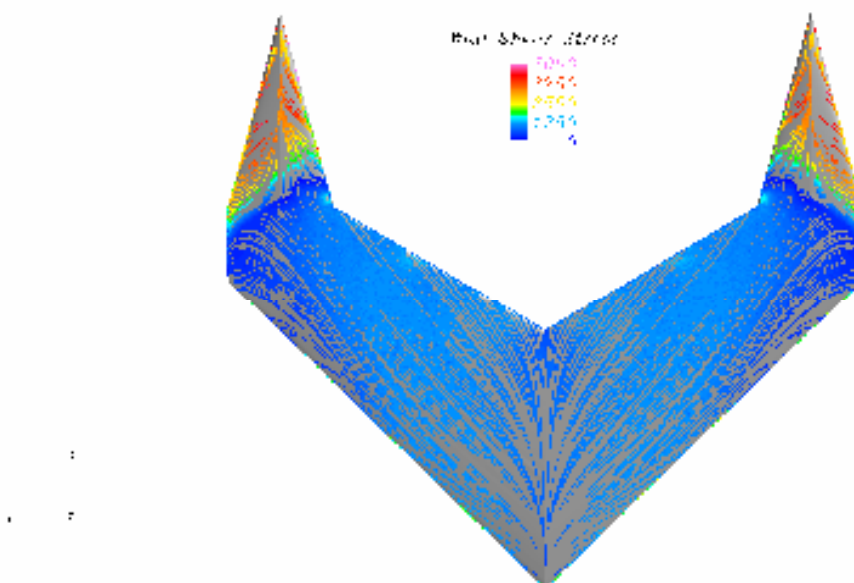


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; si può notare l’asimmetria dei vortici della delta quando arrivano a diffondersi

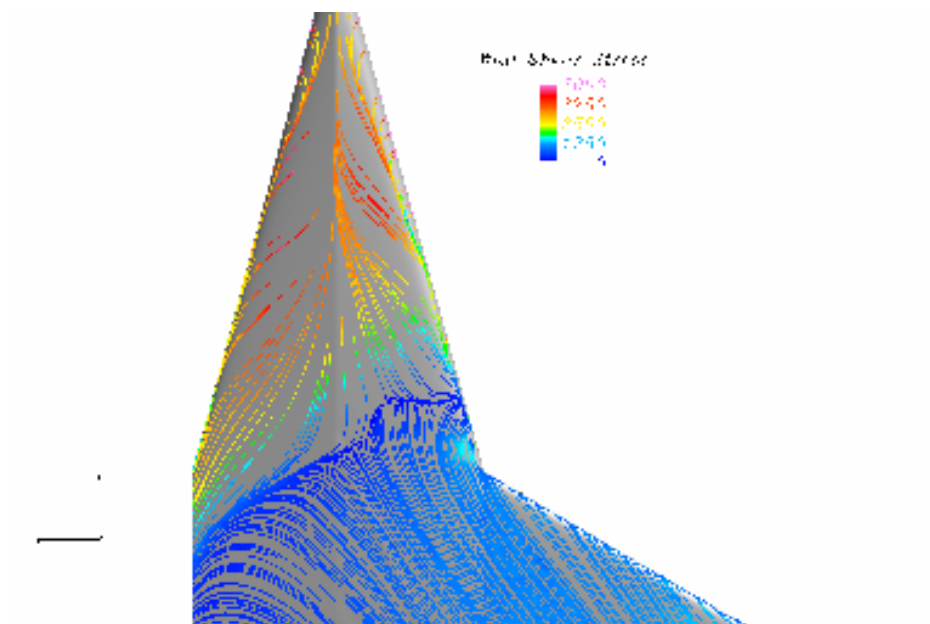


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; si può notare l'impronta del vortice di superficie alla base interna della delta

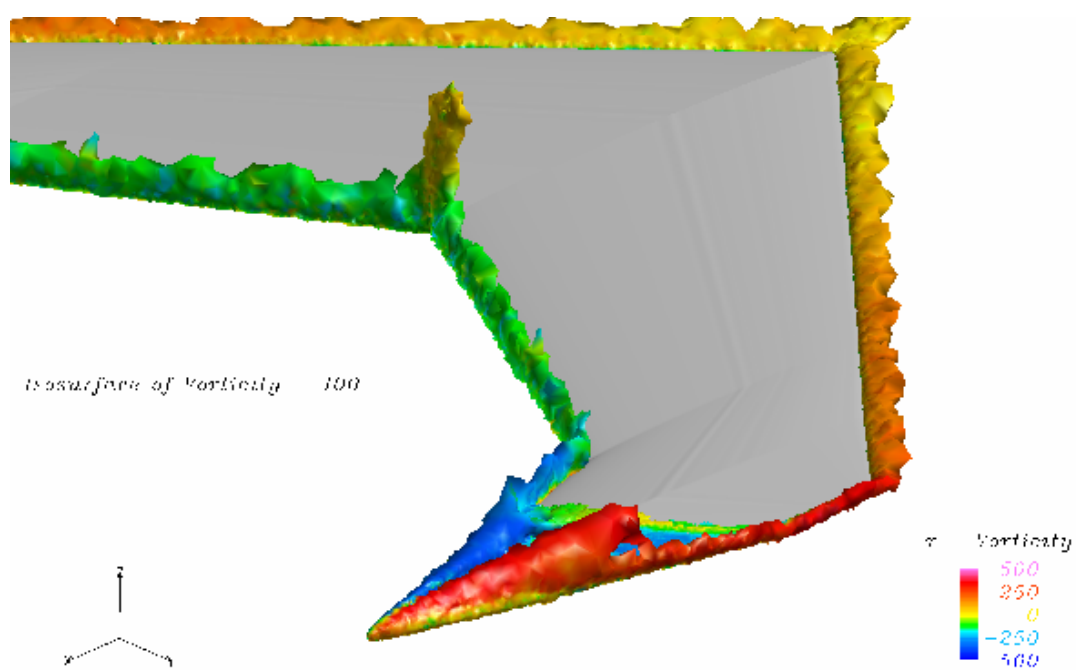


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità globale

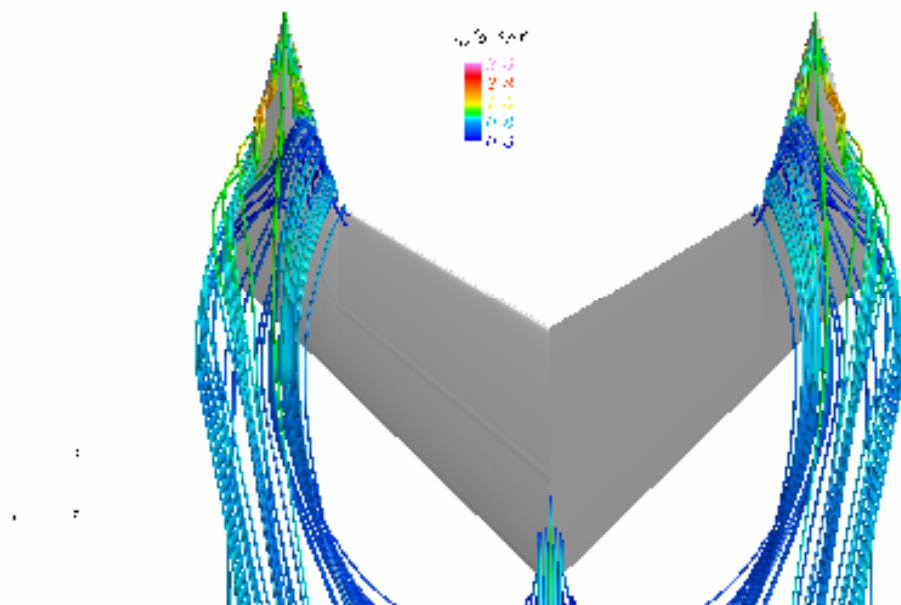


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

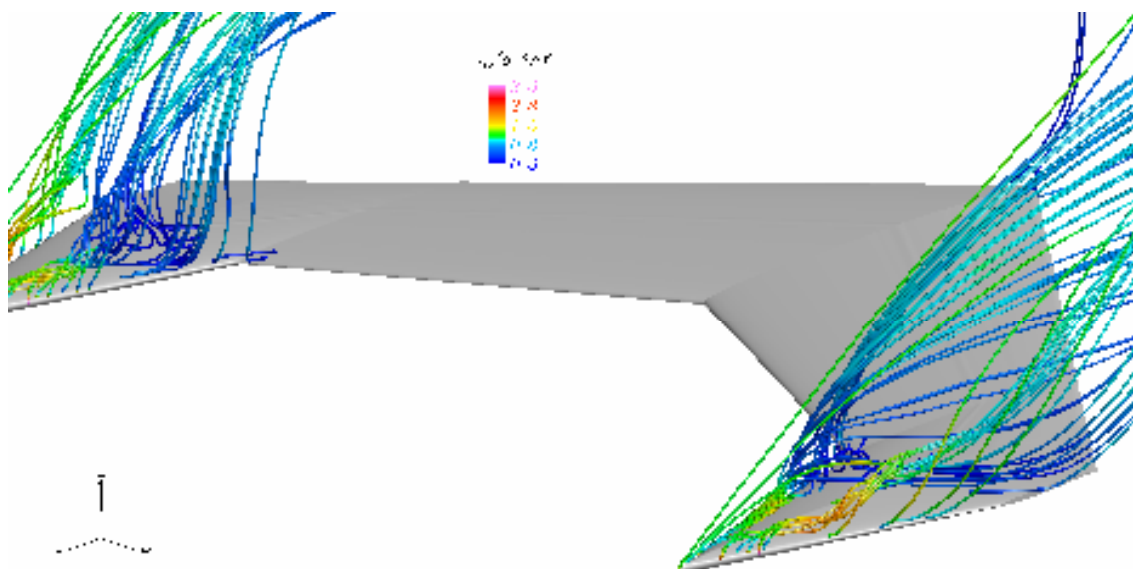


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

45° GRADI

La struttura del vortice superficiale che anticipa il “*burst*” di quello interno della delta oramai è completamente delineata. Oltre che l’estremità della delta il resto dell’ala è completamente stallato

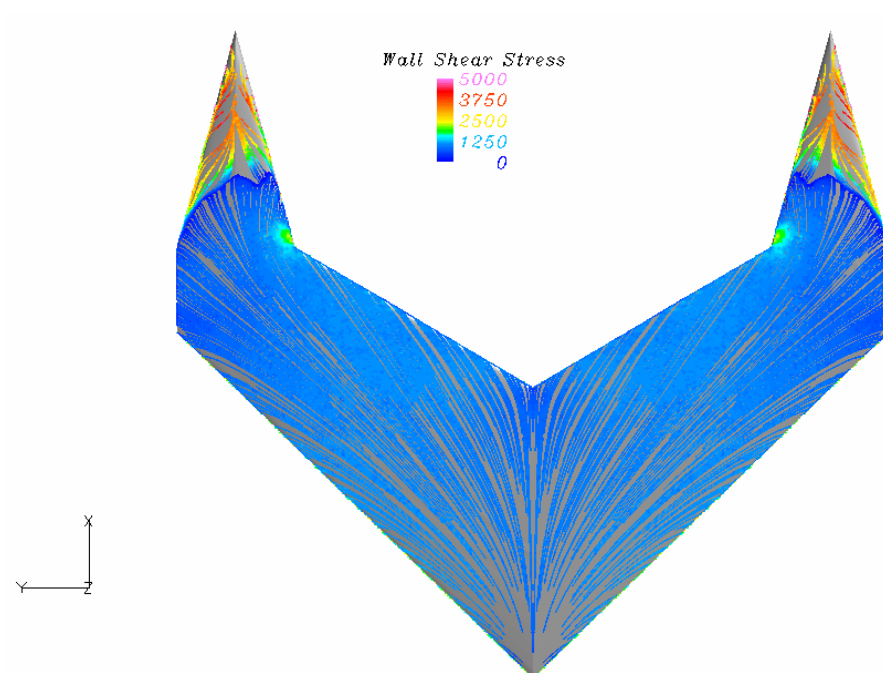


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; si nota il centro del vortice orario che si forma nella zona del “kink”, a sua volta causando la comparsa di un vortice di superficie antiorario che provoca la diffusione anticipata di quello della delta interno

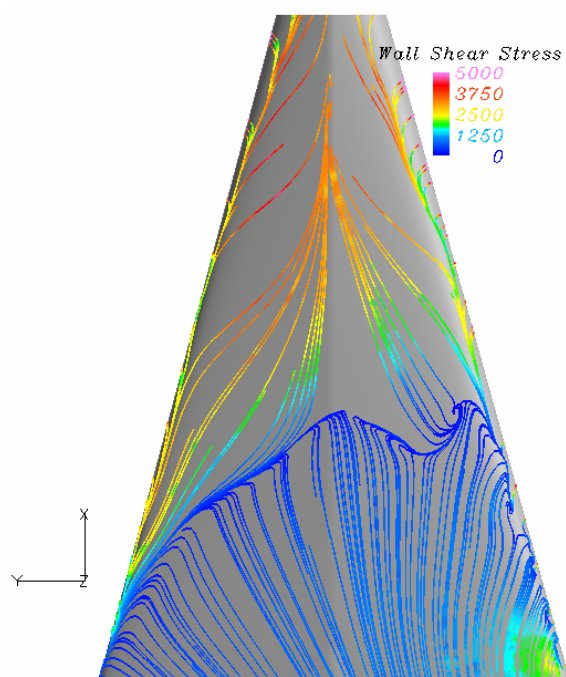


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; si nota bene il vortice di superficie antiorario

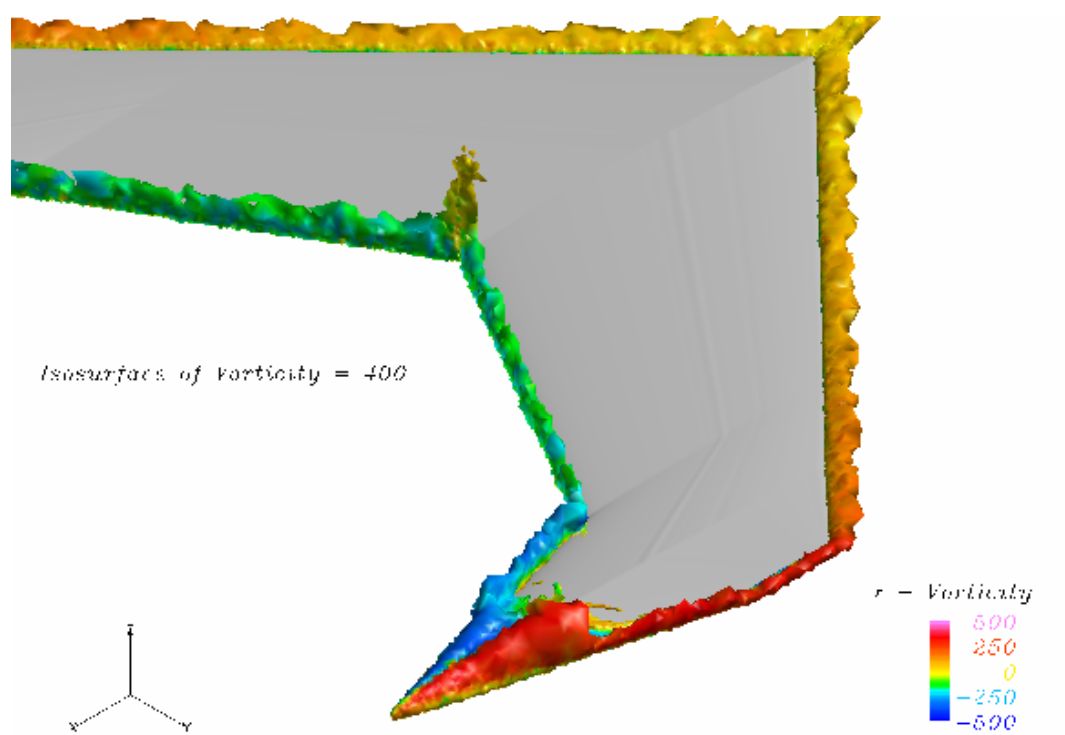


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità globale

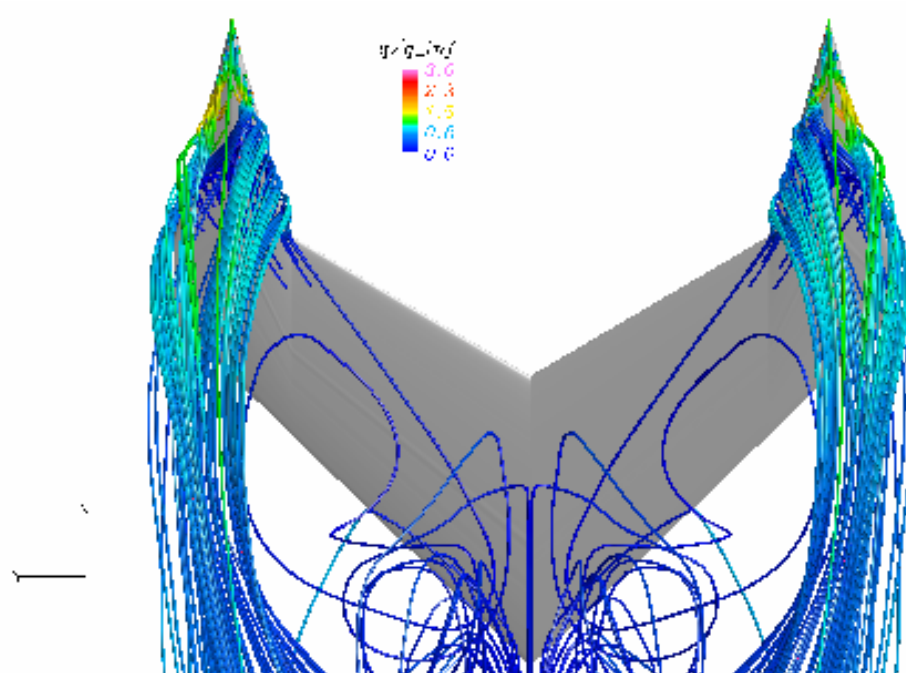


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

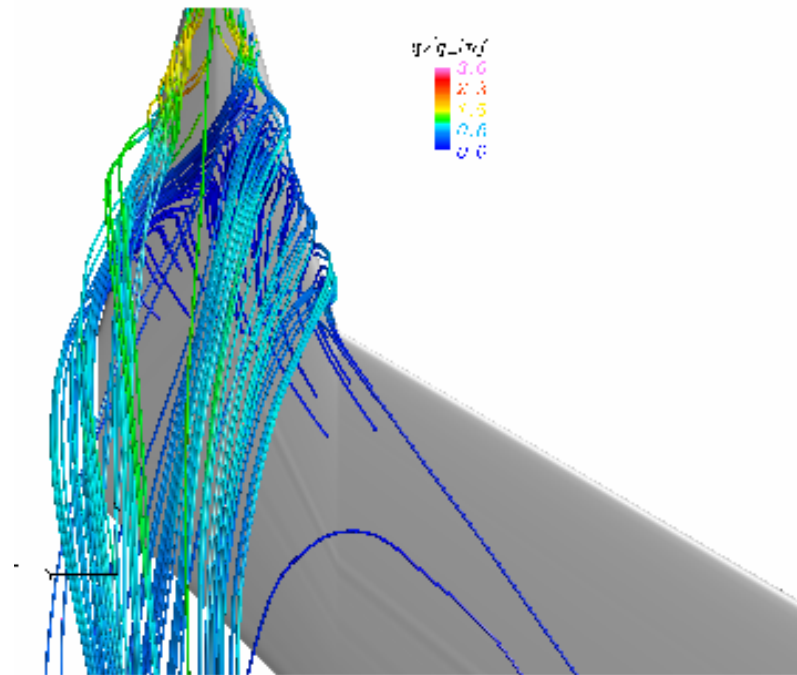


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente; si nota bene i due vortici di superficie orario a valle e antiorario a monte

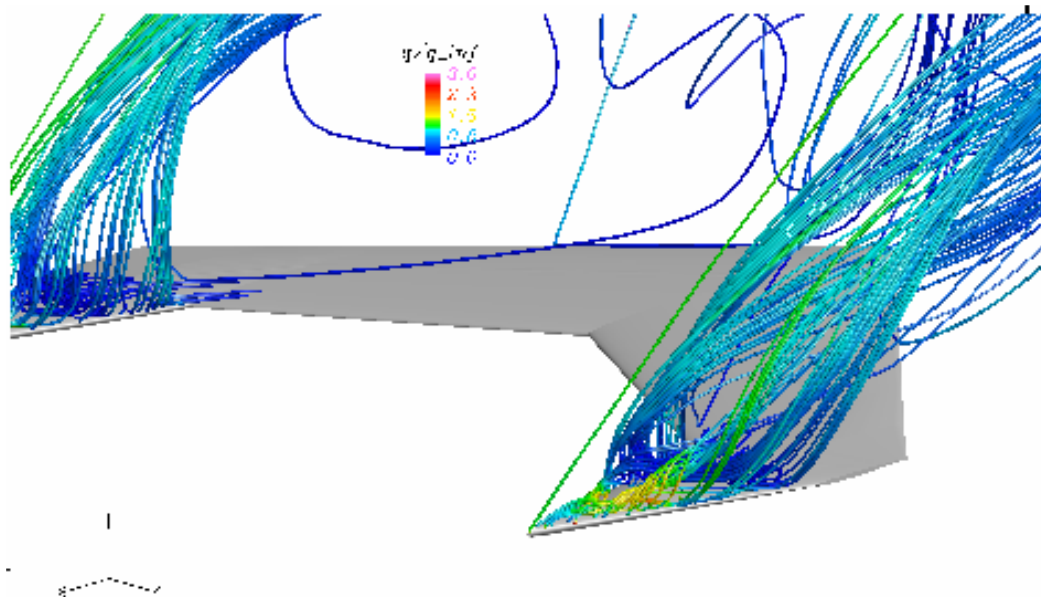


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

50° GRADI

La struttura del flusso rimane invariata solo che lo stallo della delta continua a progredire verso monte

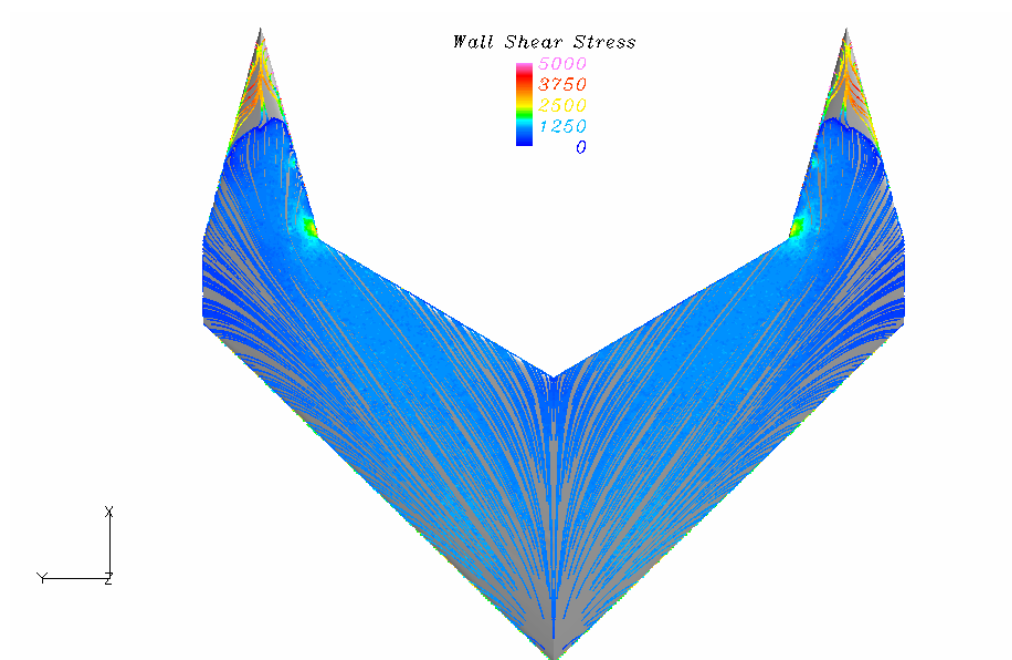


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali

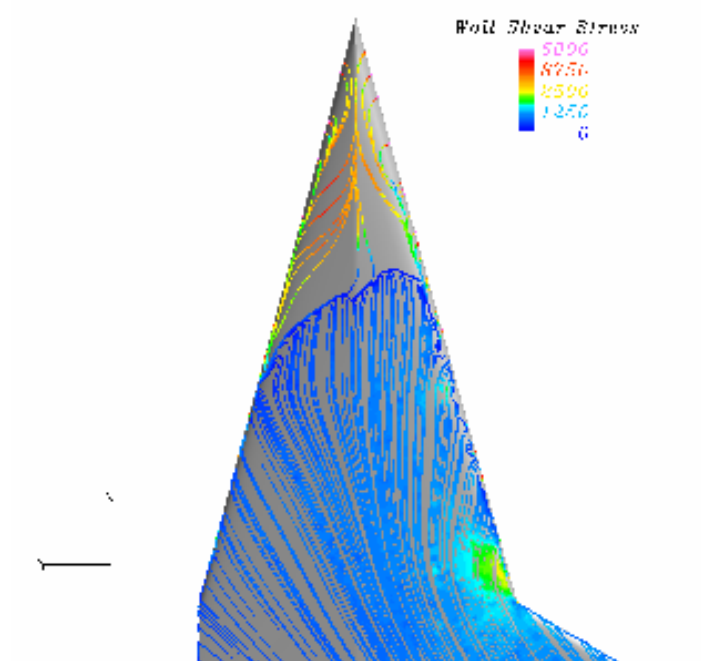


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; le due zone più chiare sulla destra rappresentano i centri di azione dei due vortici di superficie

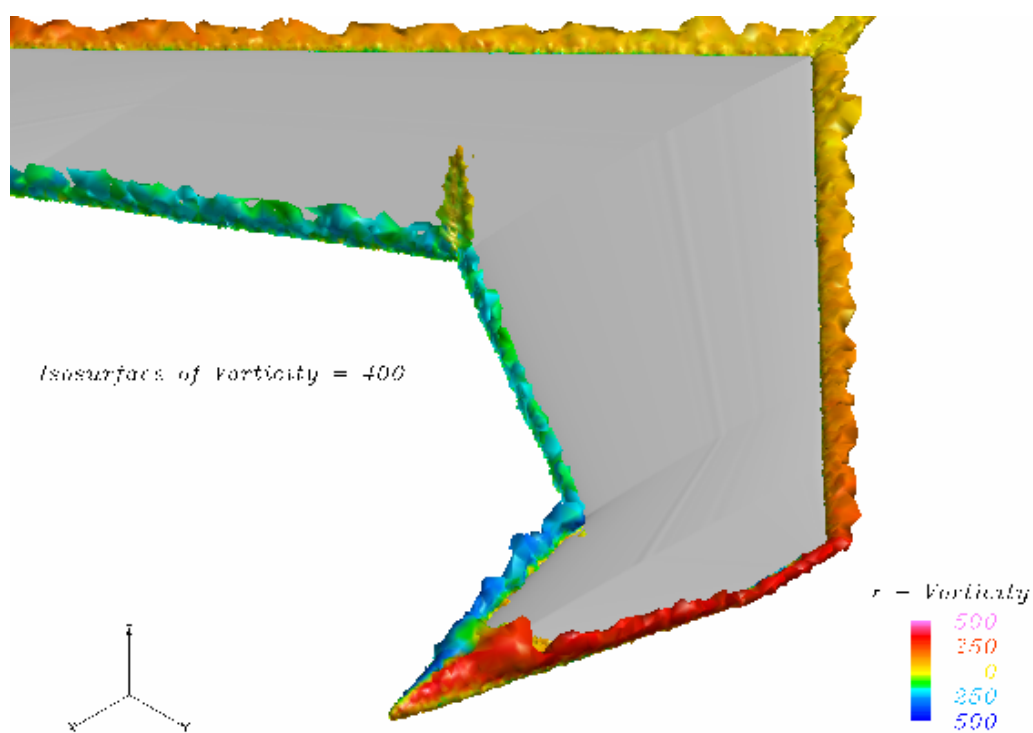


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità

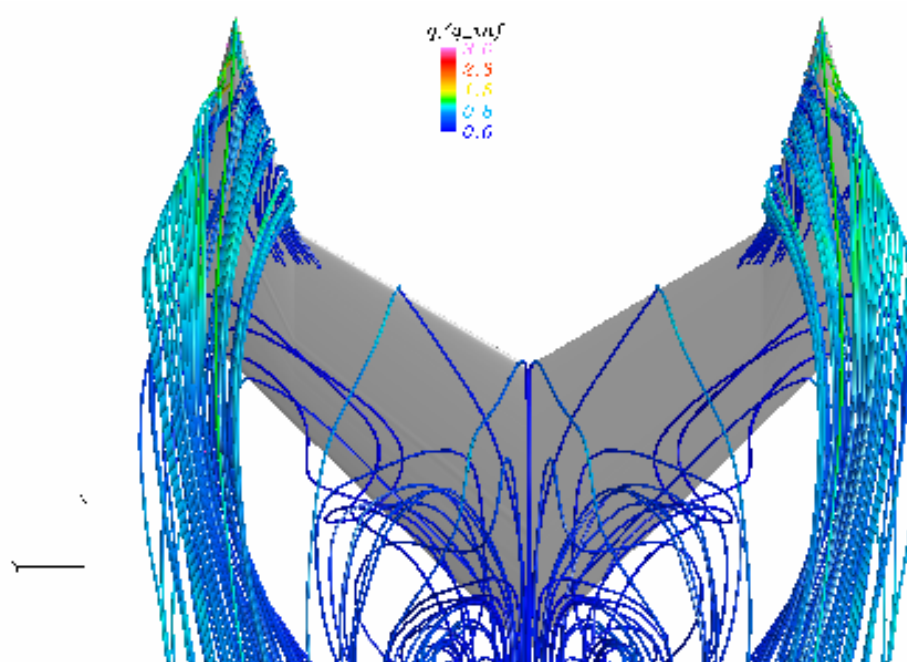


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

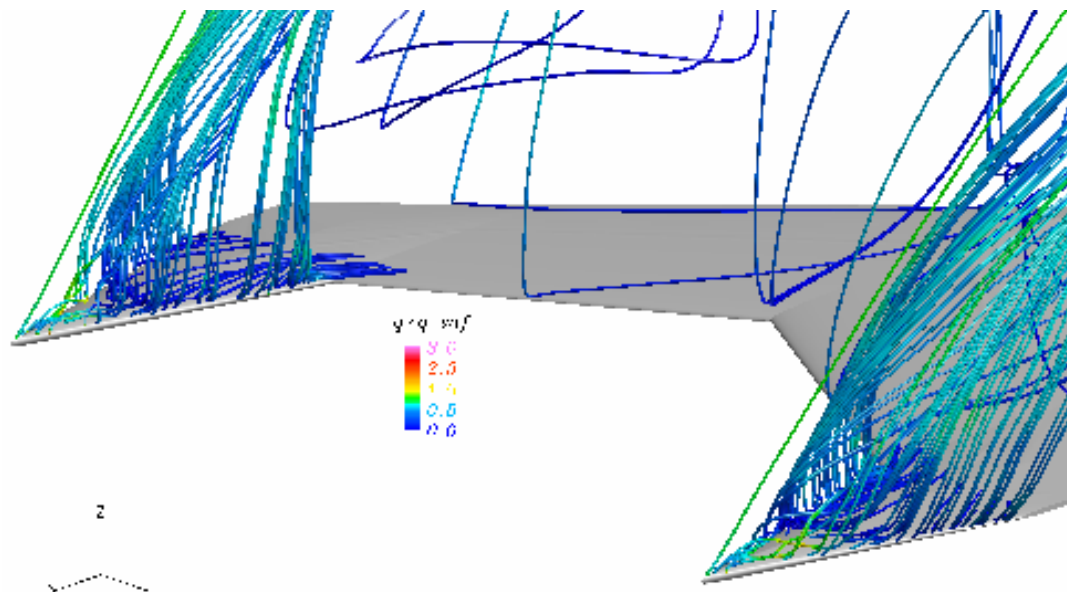


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente; si nota bene l'impronta dei vortici di superficie

60° GRADI

Mentre i vortici di superficie continuano a persistere, il punto di “breakdown” ha raggiunto l'estremità della delta

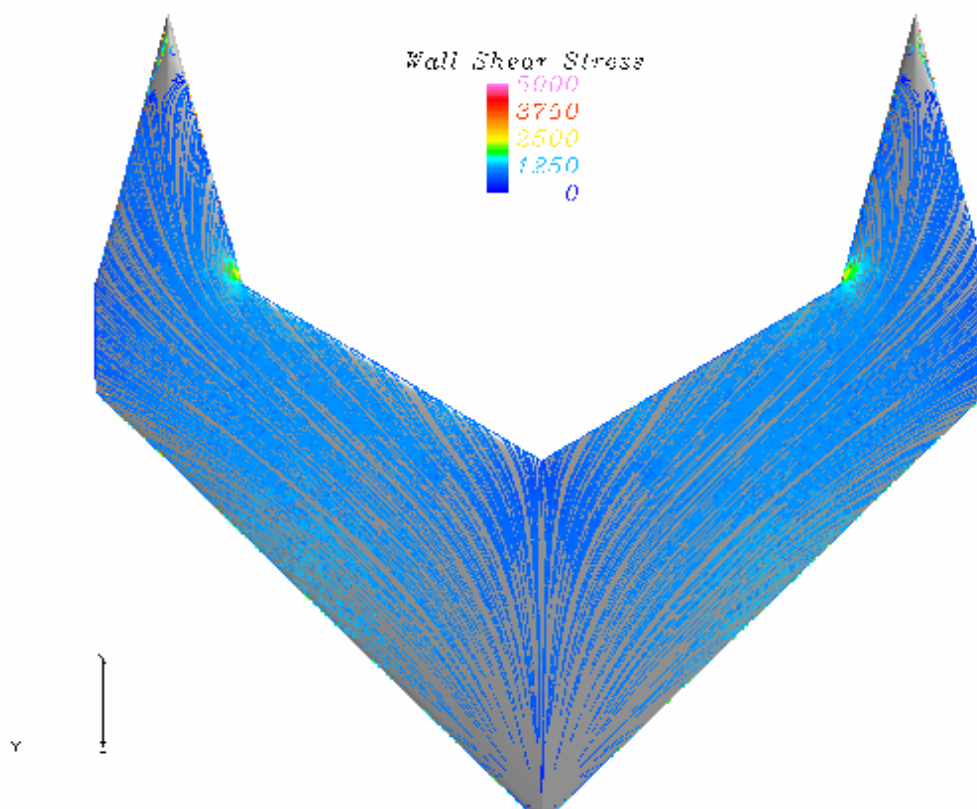


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali

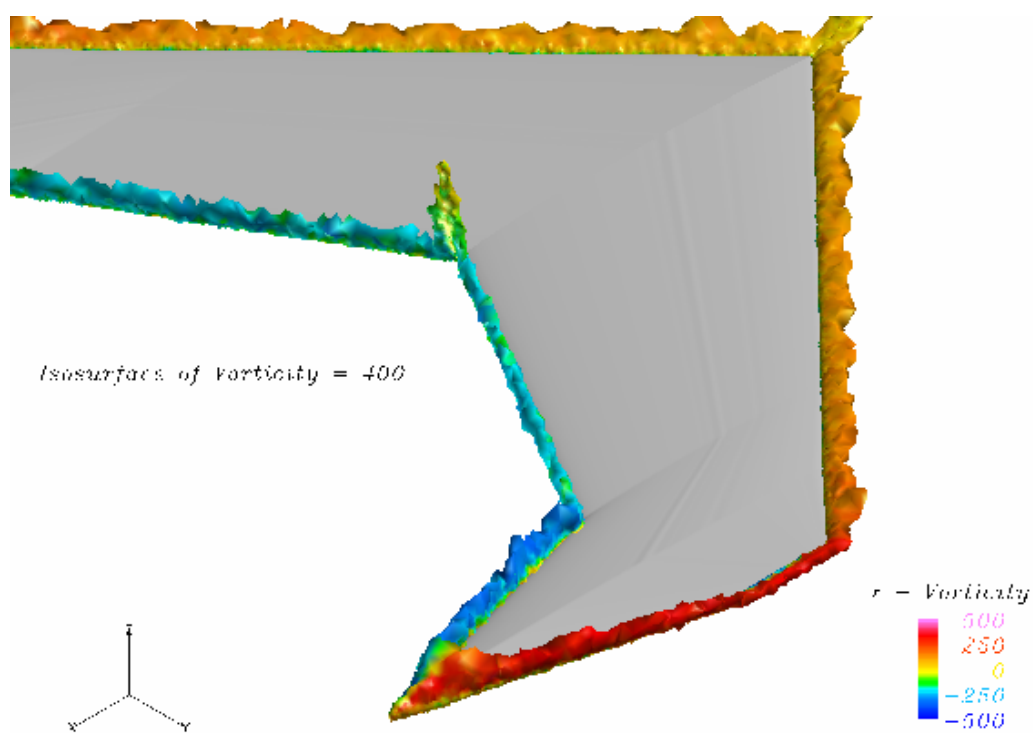


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità

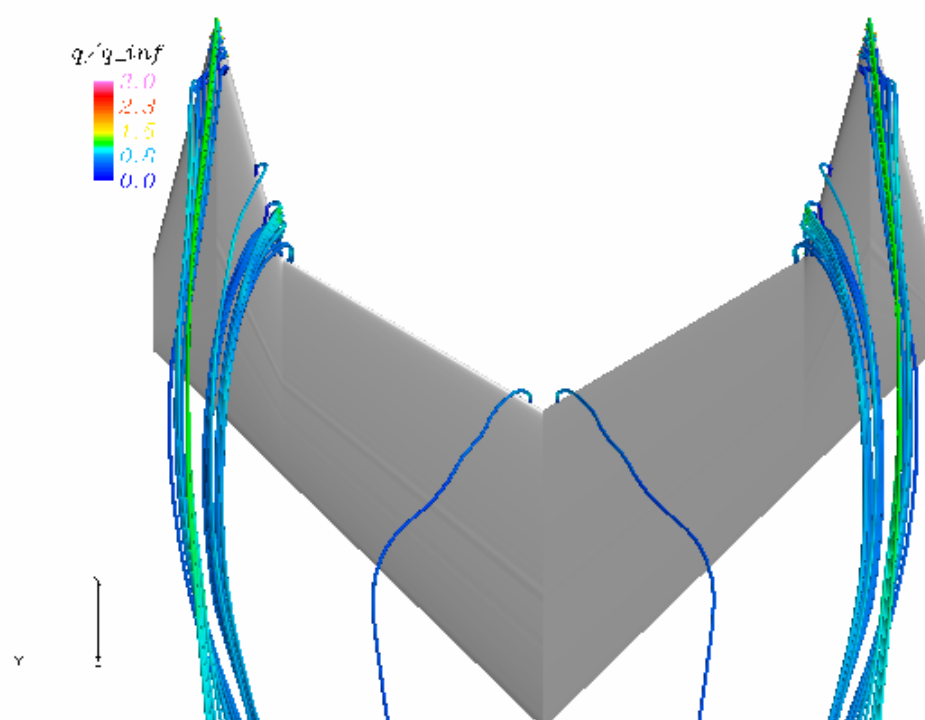


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

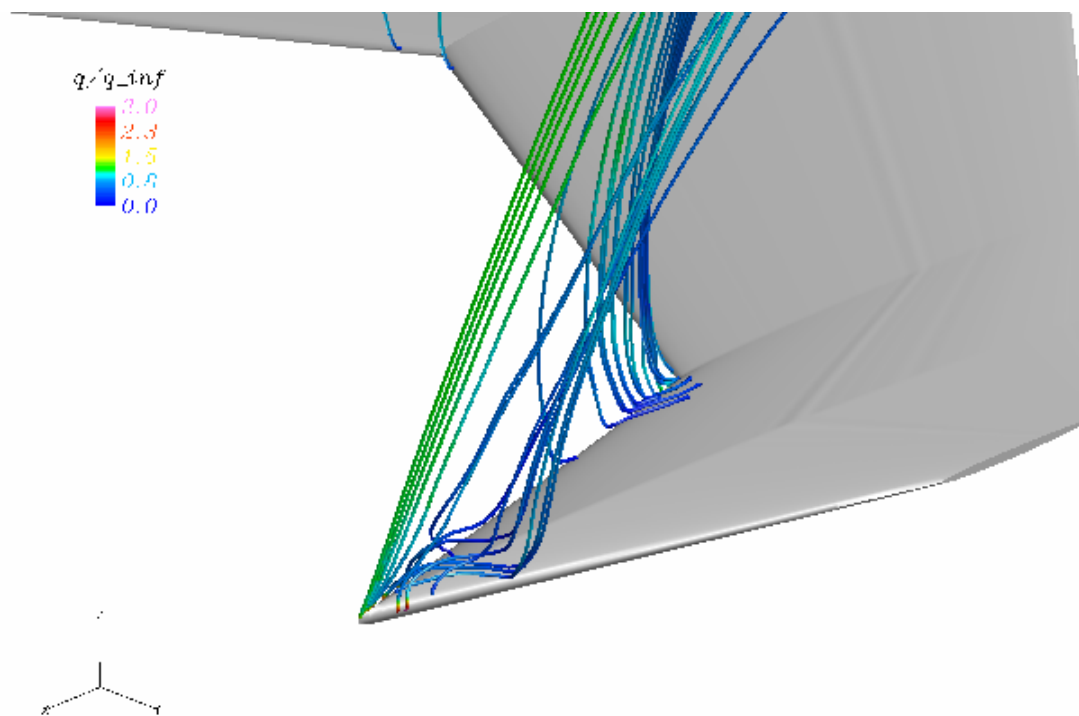


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

70° GRADI

Anche la delta è completamente stallata. Il vortice di superficie orario a valle continua a persistere mentre quello antiorario a monte è praticamente scomparso in quanto la sua esistenza dipendeva dall'esistenza del vortice di bordo di attacco della delta interno

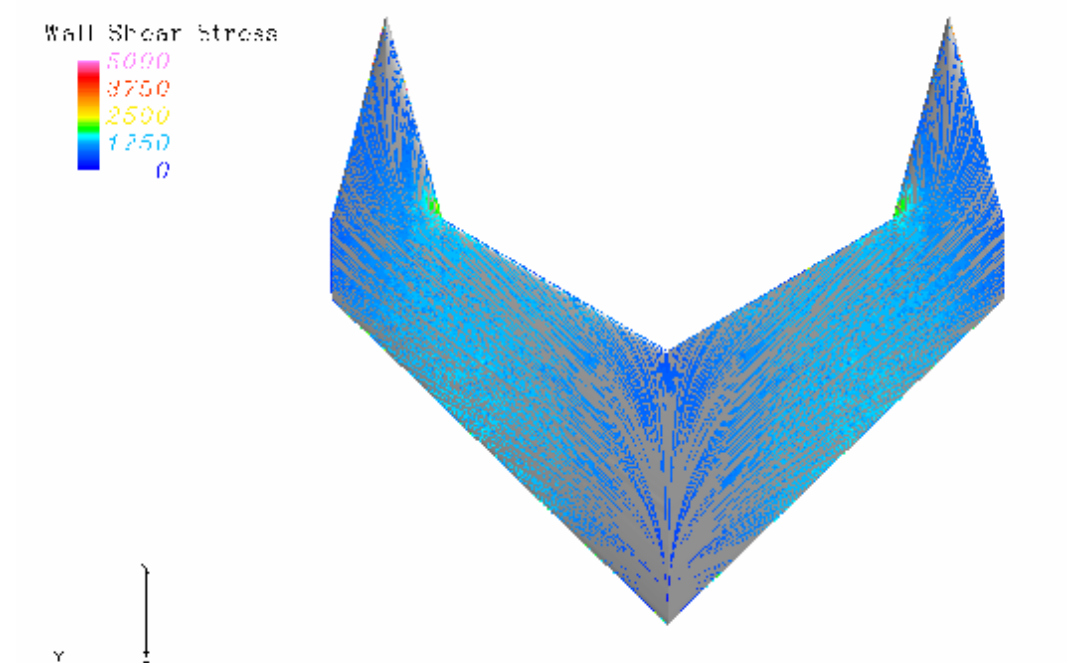


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali

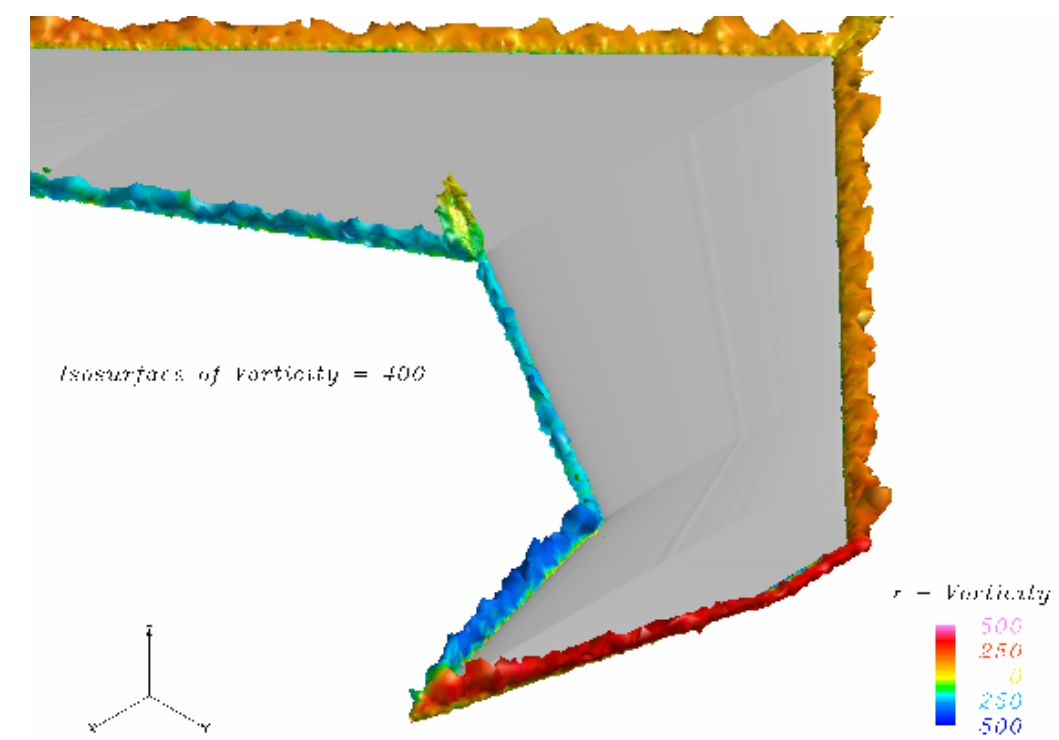


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità globale; come si vede l'ala è interamente stallata

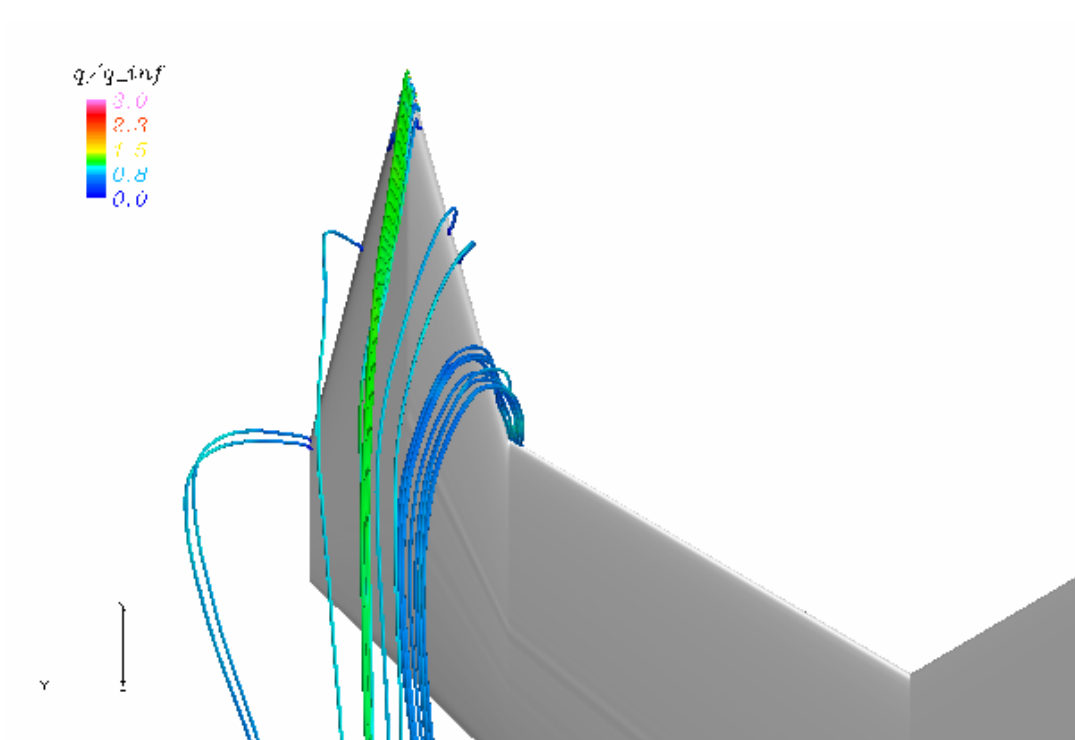


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

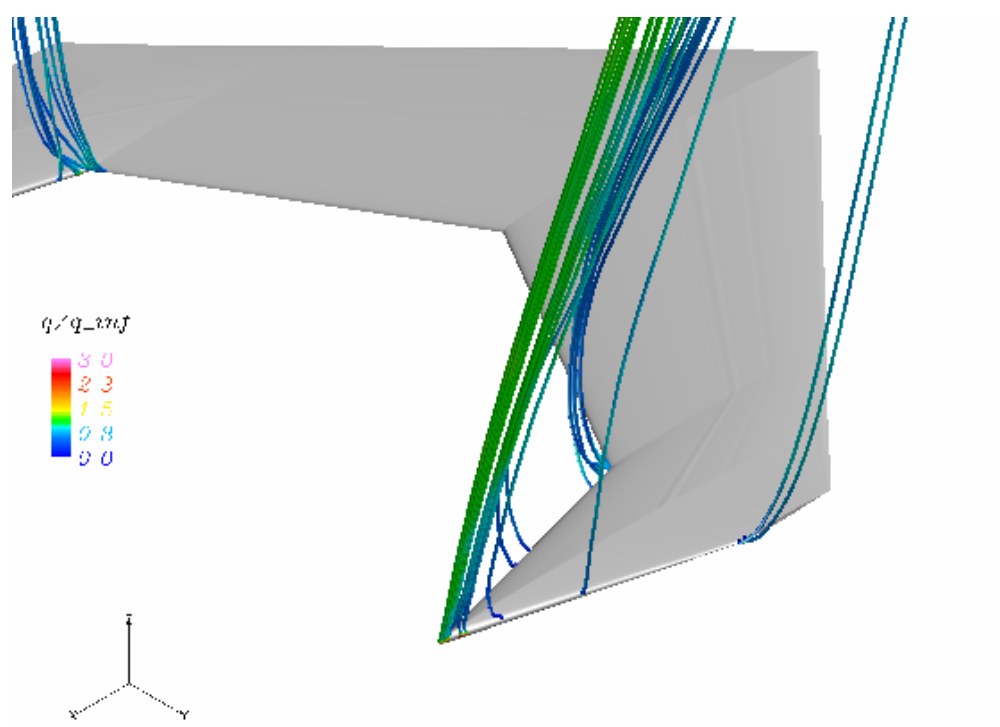


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

6.2 – POLARE MACH 0.9

6.2.1 – CARATTERISTICHE AEROMECCANICHE

Grazie alla freccia ed al contributo benefico dei vortici delle estremità a delta il comportamento in transonico del flusso è favorito rispetto ad un'ala normale. I profili sono ottimizzati per il transonico, più specificatamente per un $C_l = 0.4$. Superata l'incidenza di questo valore di portanza gli urti sul dorso incominceranno a farsi più intensi. Nella parte interna dell'ala il flusso si separerà mentre nella parte esterna grazie all'influsso benefico dei vortici generati dalla delta lo strato limite continuerà a rimanere attaccato

COEFFICIENTE DI PORTANZA

La situazione è ben diversa rispetto al caso subsonico. Nella prima parte dell'involuppo troviamo infatti un buon comportamento dell'ala dovuto anche al fatto che i profili sono espressamente progettati per lavorare in queste condizioni

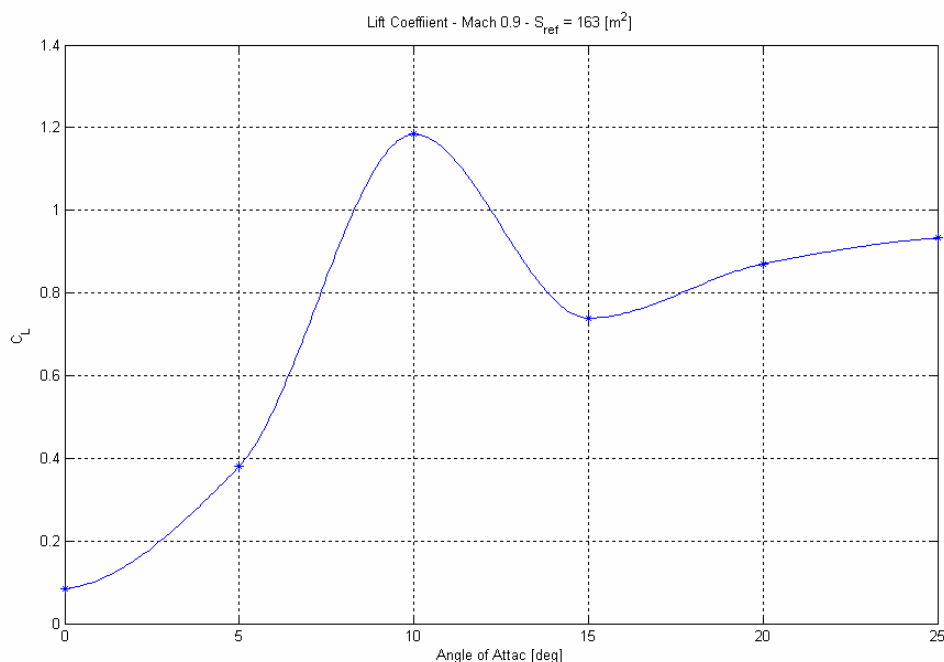


Figura – Andamento del coefficiente di portanza al variare dell'incidenza

Abbiamo un picco di $C_{L_{Max}}$ pari a 1.2 ad un'incidenza di 10° . Questo è il valore limite di funzionamento dei profili oltre il quale il flusso tende a distaccarsi anche senza il contributo delle onde d'urto. Successivamente lo stallo dei profili, vi è un calo della portanza con un raggiungimento di un punto di minimo intorno ai 15° e un successivo incremento. Questo comportamento è dovuto al fatto che in campo transonico la forza dei vortici prodotti dalla delta è minore a parità di incidenza. Quindi l'effetto benefico di energizzazione dello strato limite sulla parte interna dell'ala incomincerà a farsi sentire ad incidenze più alte rispetto al caso subsonico provocando la "buca" nella curva di portanza. A coadiuvare questo comportamento si unisce anche una forte onda d'urto che si sviluppa intorno al "kink" verso i 15° . Questa ostacola infatti l'effetto benefico del vortice della delta interno sull'ala.

POLARE

Così come per il caso subsonico anche nel caso transonico l'efficienza tende sempre a diminuire all'aumentare dell'incidenza

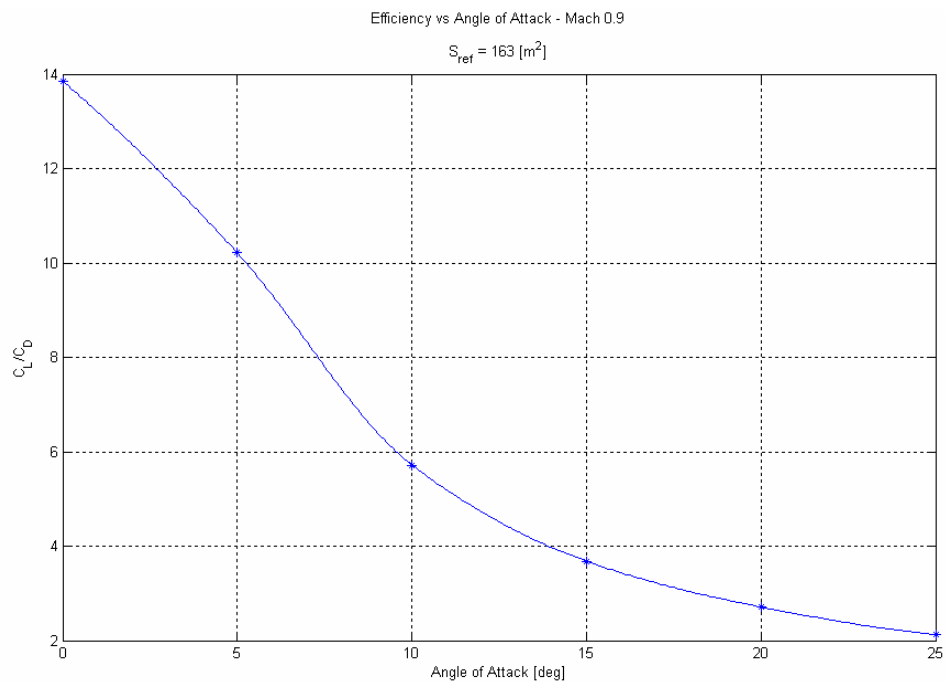


Figura – Andamento dell'efficienza al variare dell'incidenza

Anche questa curva presenta una buca intorno ai 15° , ovvero $C_L = 0.8$. Questo comportamento è dovuto al fatto che fino ai 15° di incidenza sono presenti delle forti onde d'urto sul ventre della parte interna dell'ala. Tuttavia all'aumentare dell'incidenza una porzione sempre maggiore dell'ala stallerà, e dato lo spessore percentuale ridotto, la tipologia di stallo avverrà con distacco del flusso dal naso del profilo. Questo fattore comporta quindi il mancato avvenimento dell'accelerazione del flusso con il suo conseguente passaggio in supersonico, eliminando così la causa della comparsa delle onde d'urto.

Inoltre sempre grazie alla scomparsa delle onde d'urto e ad all'aumento dell'incidenza incomincerà ad aumentare la superficie alare energizzata dal vortice della delta interna, riportando così parte dello strato limite attaccato e diminuendo quindi la resistenza locale.

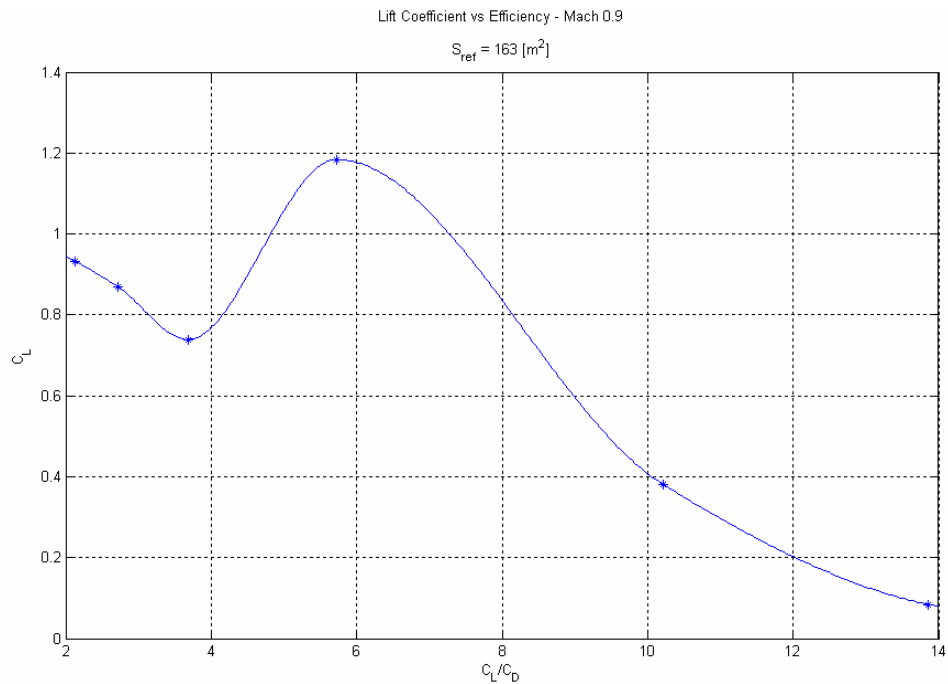


Figura – Andamento dell'efficienza al variare del coefficiente di portanza

Come si può vedere dalla polare inoltre a questo numero di Mach il “*Drag Rise*” avviene intorno ad un C_L pari a 0.9, più che sufficiente per raggiungere il fattore di carico massimo di un eventuale aereo impiegato in un combattimento in regime transonico

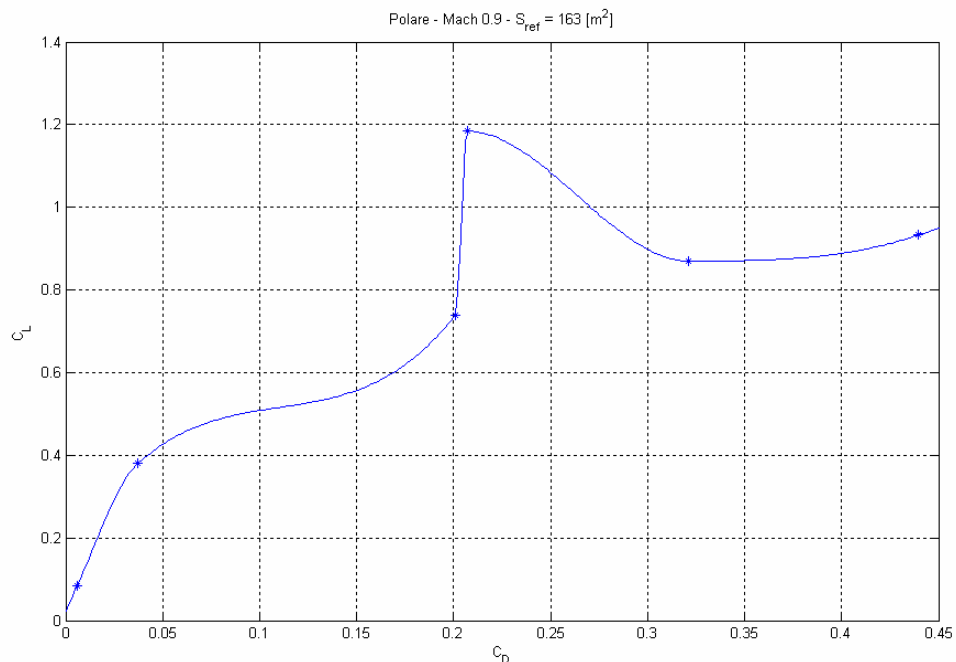


Figura – Polare

Il brusco aumento della resistenza è dovuto alla comparsa di onde d’urto sempre più intense sul dorso dell’ala fino ad una situazione in cui la situazione si stabilizza, ovvero intorno ad un $C_L = 0.9$, proseguendo oltre, grazie al suddetto meccanismo di

diminuzione dell'onda d'urto ed aumento dell'intensità del vortice, la resistenza tenderà ad aumentare pochissimo.

STABILITA'

La situazione è simile al caso subsonico, con la presenza di un momento a cabrare all'aumentare dell'incidenza. Con la scomparsa delle onde d'urto, per lo stallo dei profili, si ha un'improvvisa diminuzione del momento, a $C_L = 1.2$, con il ritorno all'andamento originale una volta che il sistema di vortici della delta è completamente formato

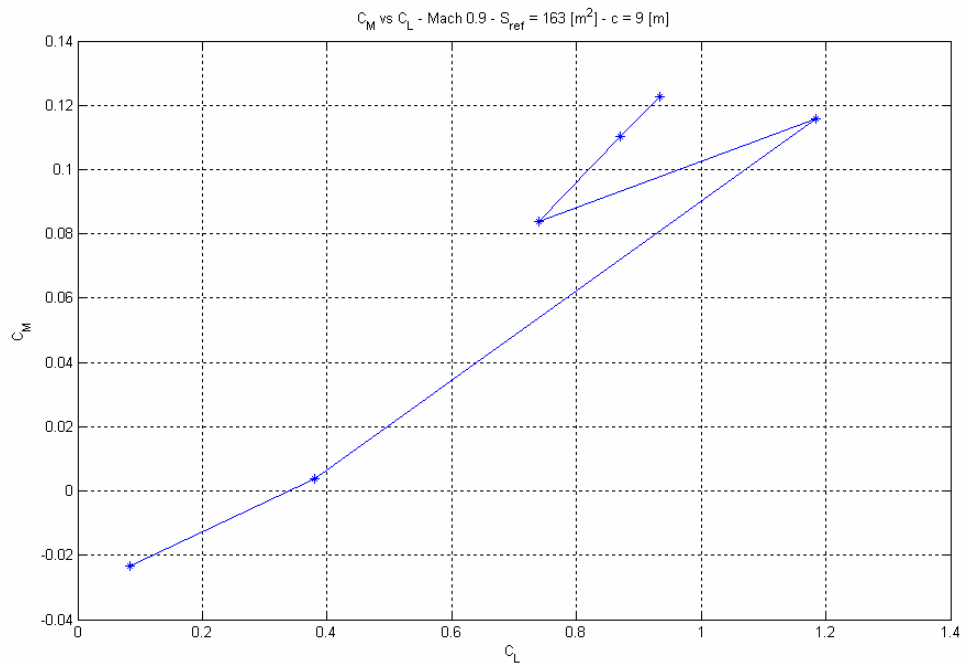


Figura – Andamento del coefficiente di momento di beccheggio al variare del coefficiente di portanza

Stabilizzato questo transitorio la situazione torna “normale” e il momento riprende a crescere con lo stesso rateo che aveva prima dello stallo dei profili

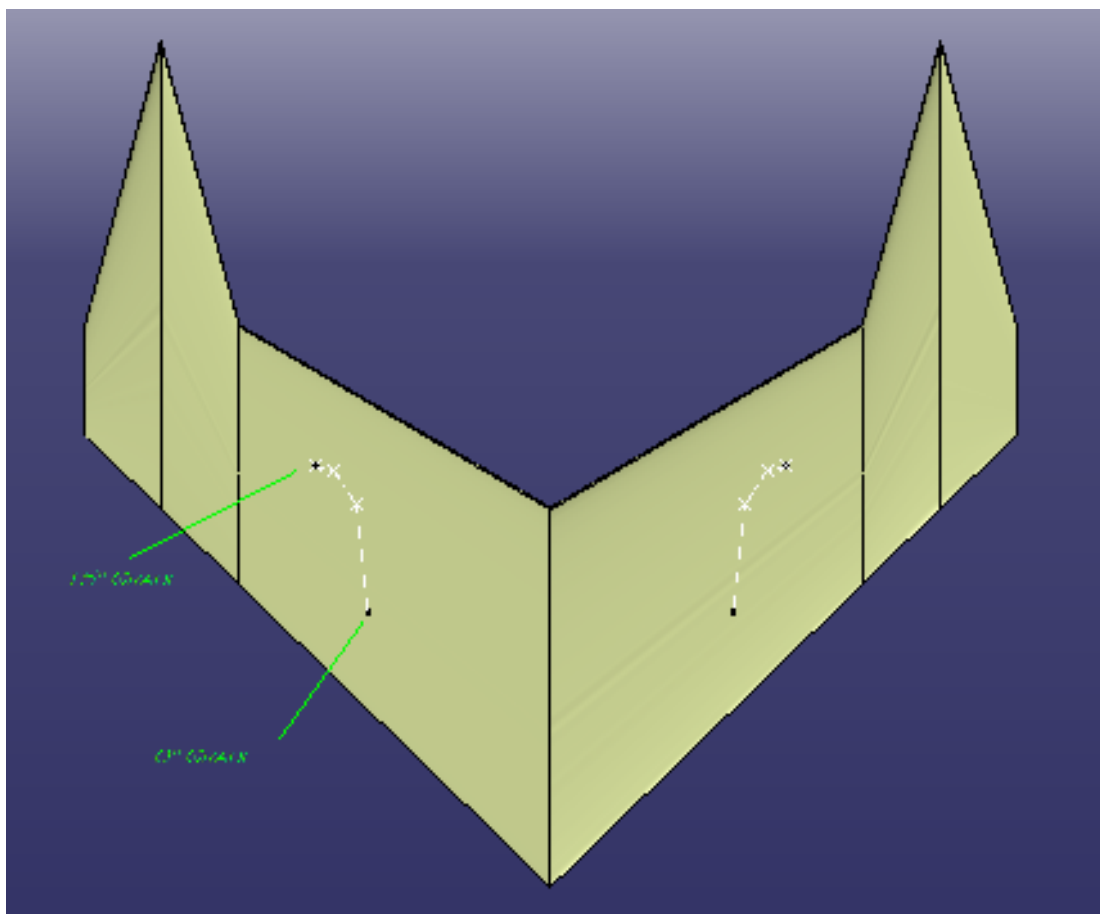


Figura – Variazione del punto di applicazione della portanza di ogni semiala al variare dell'incidenza

6.2.2 – CARATTERISTICHE QUALITATIVE DEL FLUSSO

Nell'analisi successiva le immagini sono state ricavate tramite il programma di "post-processing" *FieldView 10*.

0° GRADI

A quest'incidenza il flusso è attaccato su tutta l'ala ed i vortici della delta non si sono ancora formati. Sul dorso nella zona interna dell'ala compare una debole onda d'urto che tuttavia non causa alcuna separazione

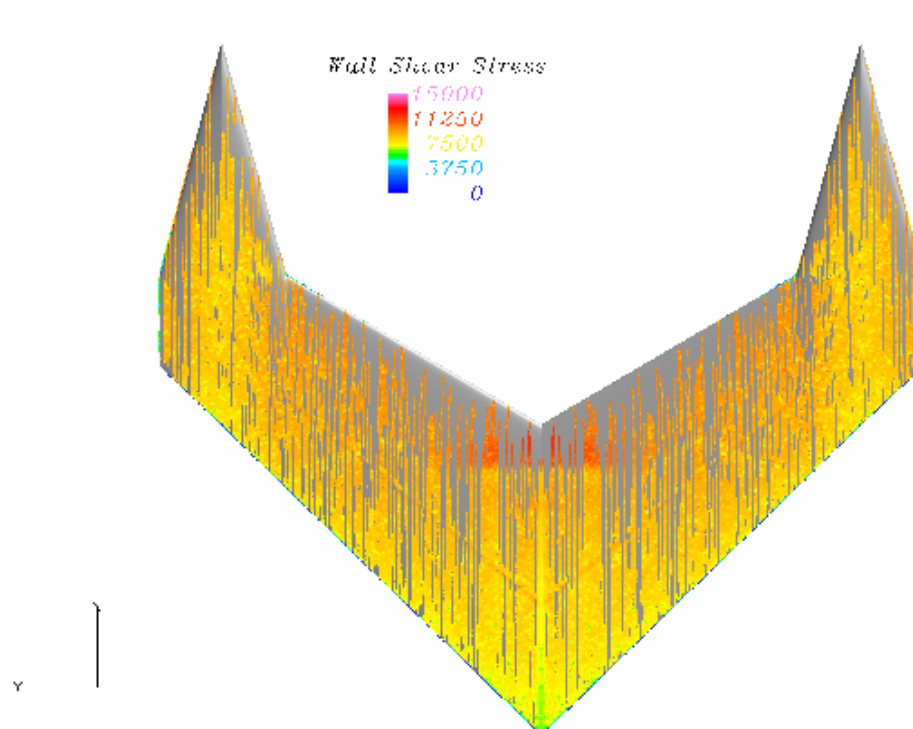


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; si nota la comparsa di un piccolo urto nella zona dove vi è un brusco aumento di frizione superficiale; l'urto tuttavia è troppo debole per causare una separazione

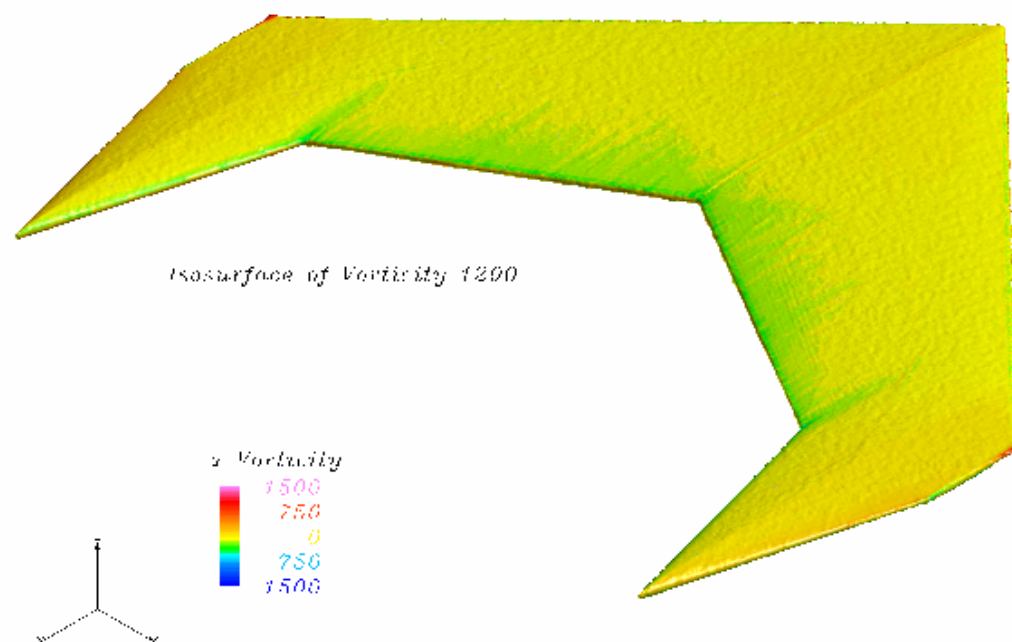


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità globale; come si vede il flusso è interamente attaccato e non vi è presenza dei vortici di bordo di attacco sulla delta

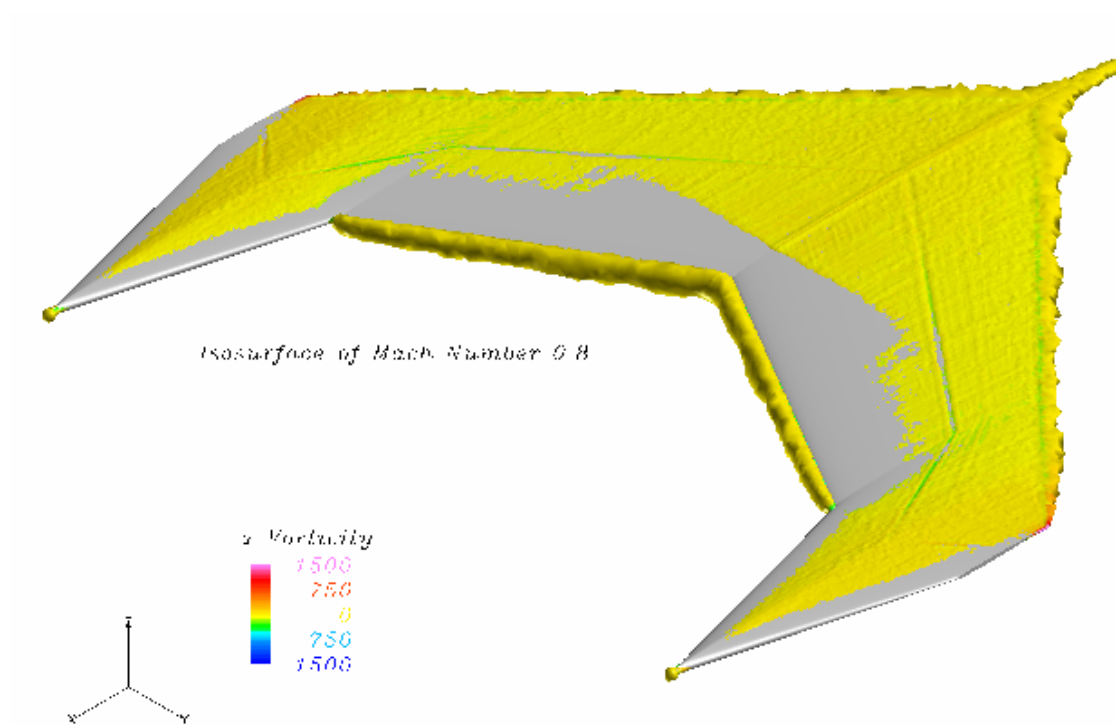


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di numero di Mach

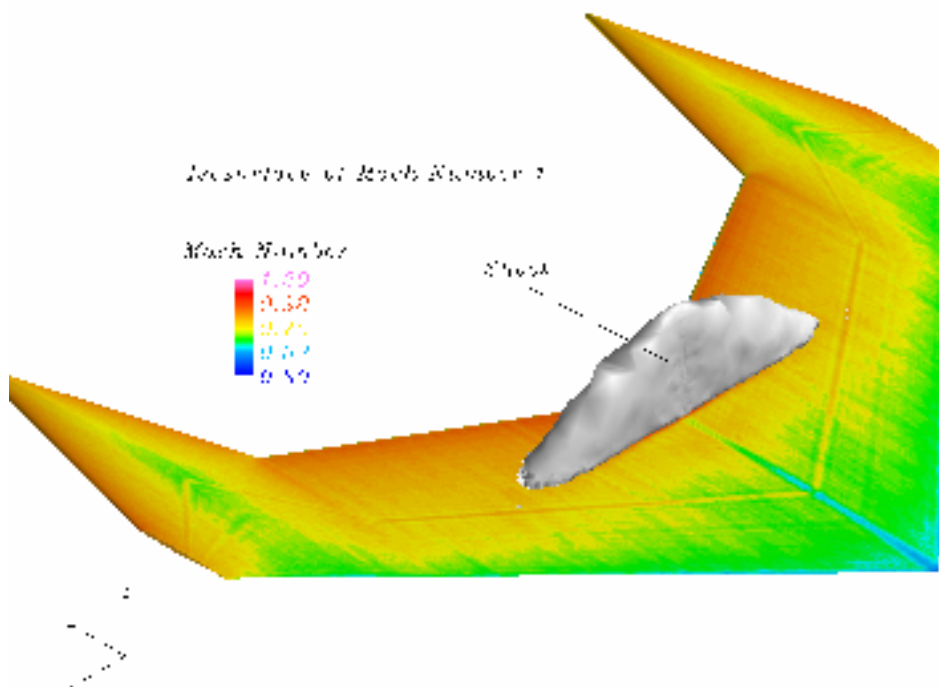


Figura – Visualizzazione tramite numero di Mach superficiale; la zona bianca è un'isosuperficie di Mach unitario, che mette in evidenza il piccolo urto che si forma sul dorso dell'ala

5 GRADI

Adesso l'urto sulla parte interna dell'ala è completamente sviluppato e causa una marcata separazione del flusso alla radice. Anche i vortici della delta sono definiti.

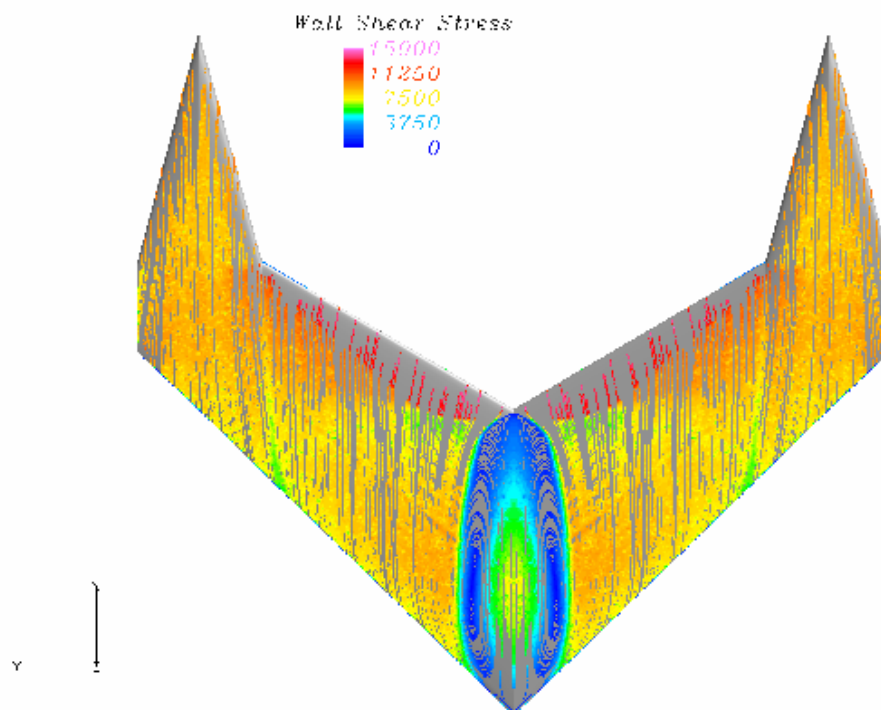


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; si nota la separazione alla radice dell'ala dovuta all'urto

L'urto parte dalla radice e arriva fino al “kink” dove tuttavia non causa alcuna separazione grazie alla variazione di velocità indotta dal vortice e dall'effetto di questo sullo strato limite dell'ala

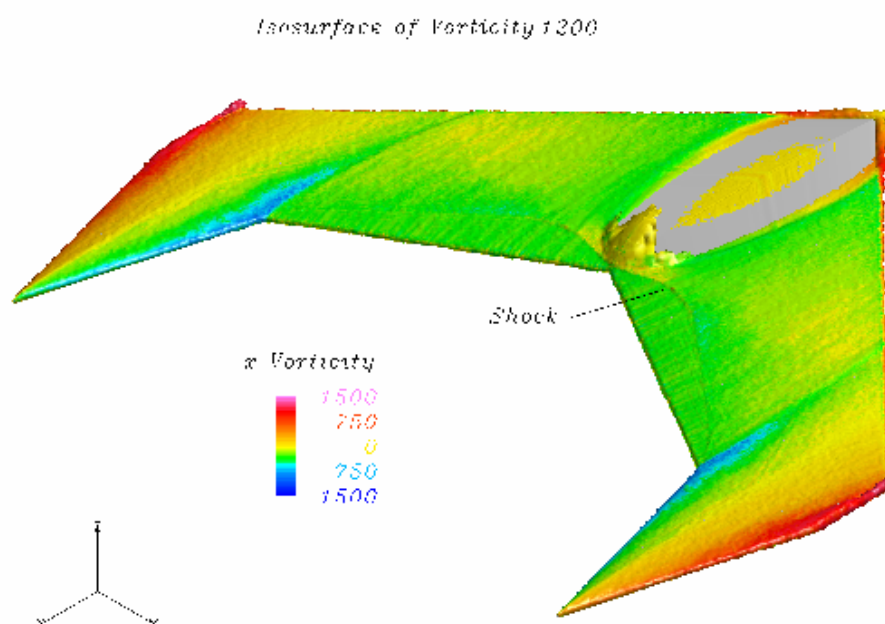


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità; si può distinguere l'urto e i due vortici della delta, così come la separazione alla radice dell'ala in cui l'urto è più intenso

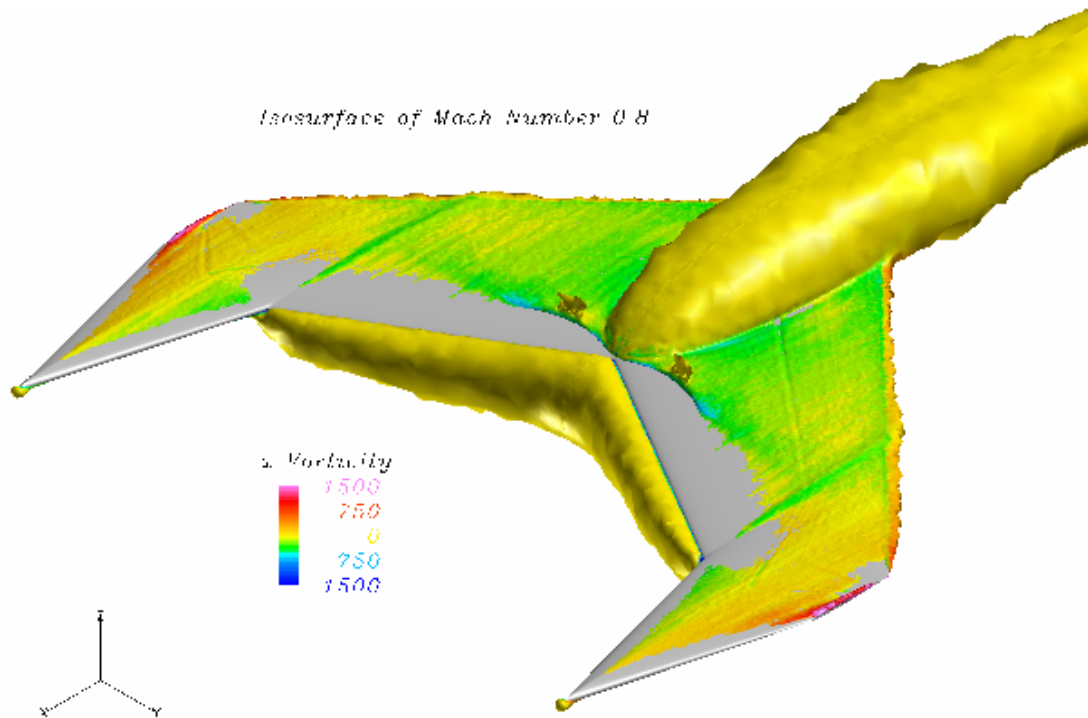


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di numero di Mach

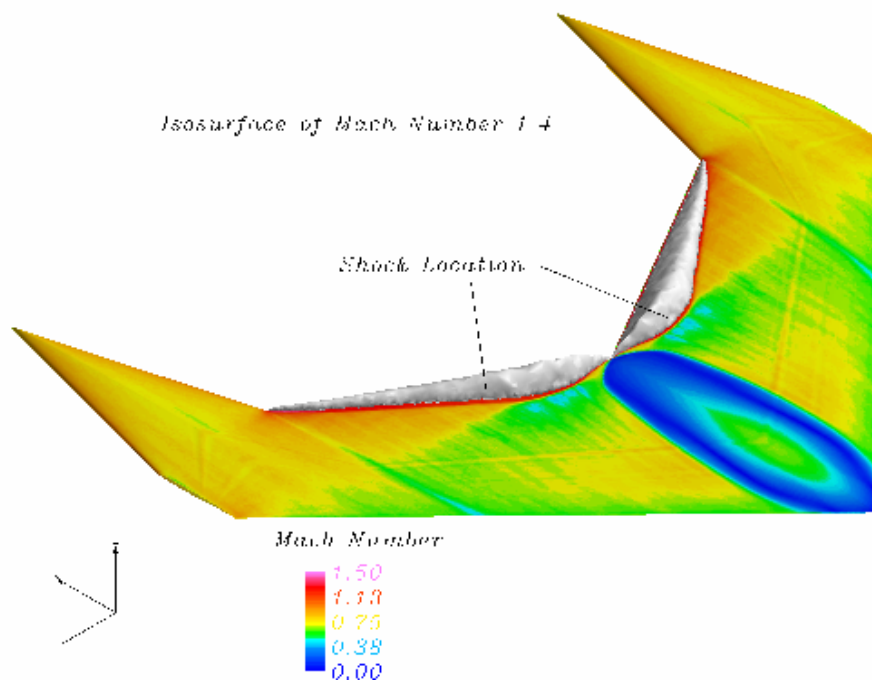


Figura – Visualizzazione tramite numero di Mach superficiale; si può notare in bianco il fronte d'onda dell'urto che causa la separazione alla radice dell'ala, dietro al "kink" in verde si nota l'impronta del vortice della delta interno

10 GRADI

Sia l'urto che l'area di flusso separato continuano ad espandersi. Nella parte centrale dell'ala l'urto non si forma in quanto siamo già oltre l'incidenza massima del profilo

e quindi il flusso si separa di bordo di attacco senza poter accelerare e diventare localmente supersonico

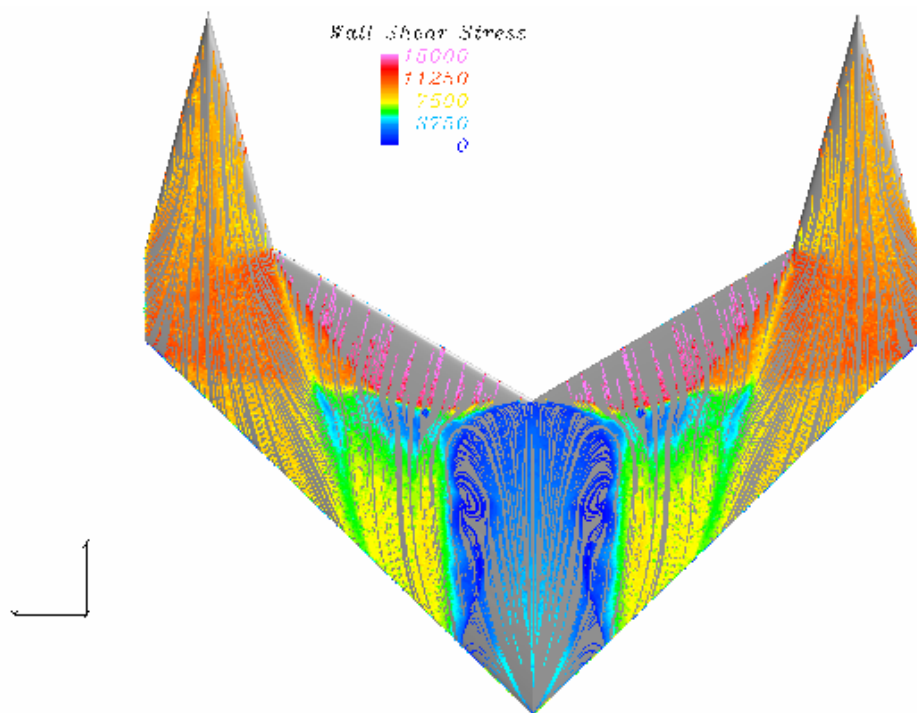


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; si nota l'ampia zona di flusso separato alla radice dovuto ad una combinazione di urto e stallo del profilo; vi è anche una zona più piccola in cui la separazione è causata solo dall'urto (subito a valle della zona di maggior spessore viola)

L'influenza del vortice della delta interno riesce ad impedire ad una buona parte di flusso di separarsi a causa dell'urto, energizzando lo strato limite

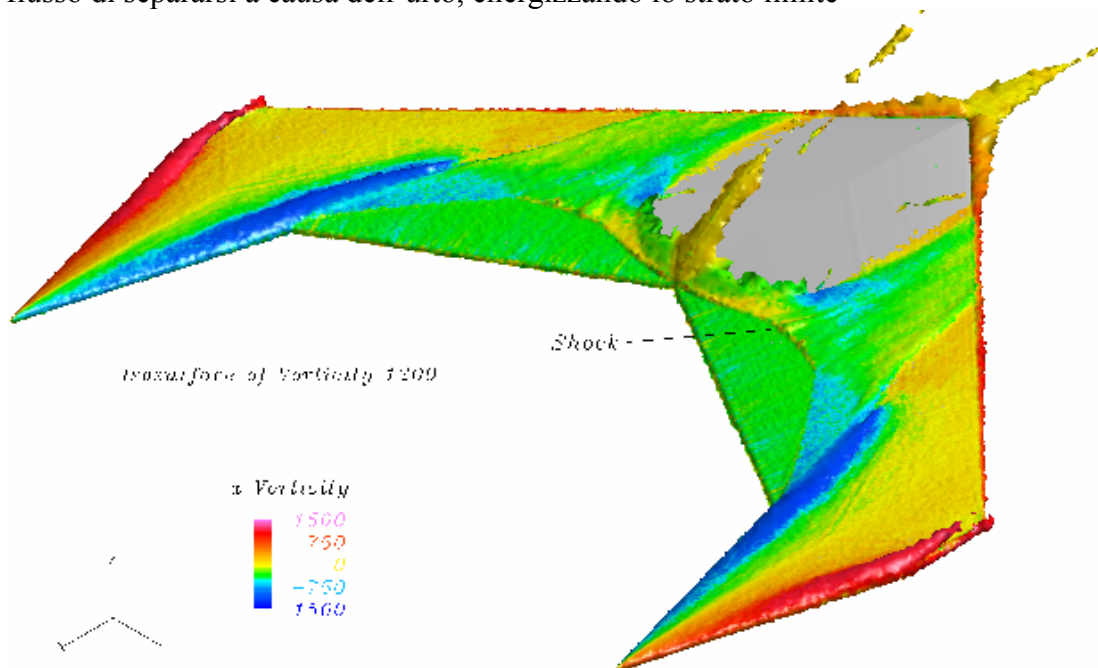


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità globale; si distingue l'urto che fa separare parte del flusso sull'ala; la linea blu indica la zona di azione del vortice emanato dalla delta, che

grazie al suo influsso impedisce a buona parte della zona intermedia dell'ala di avere flusso completamene separato

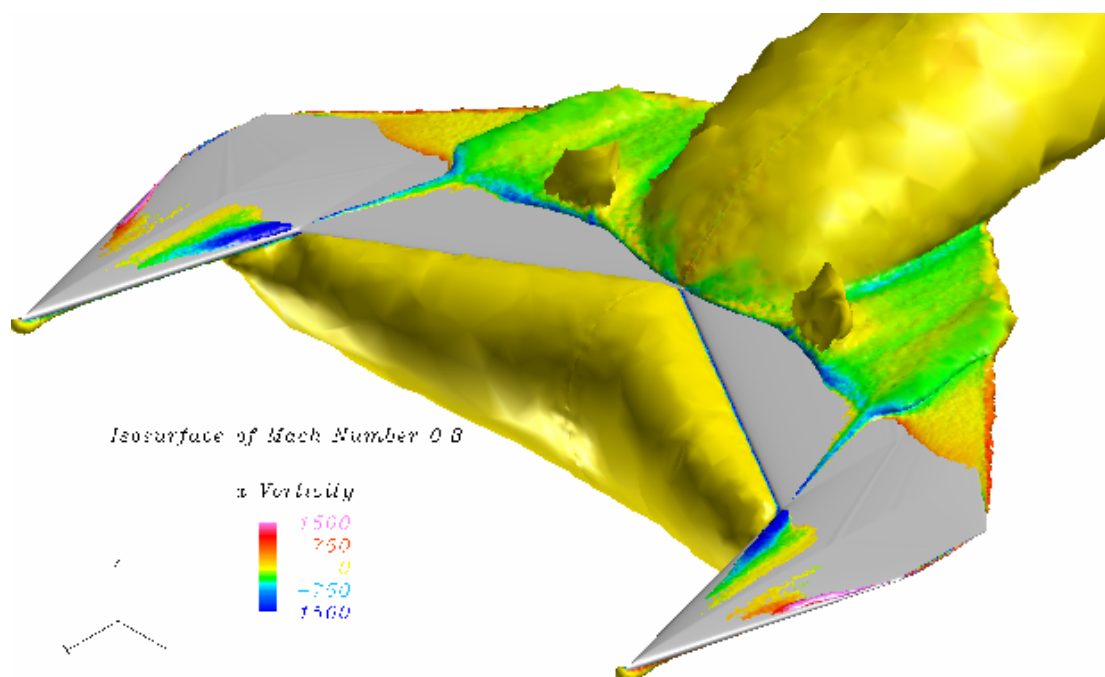


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di numero di Mach

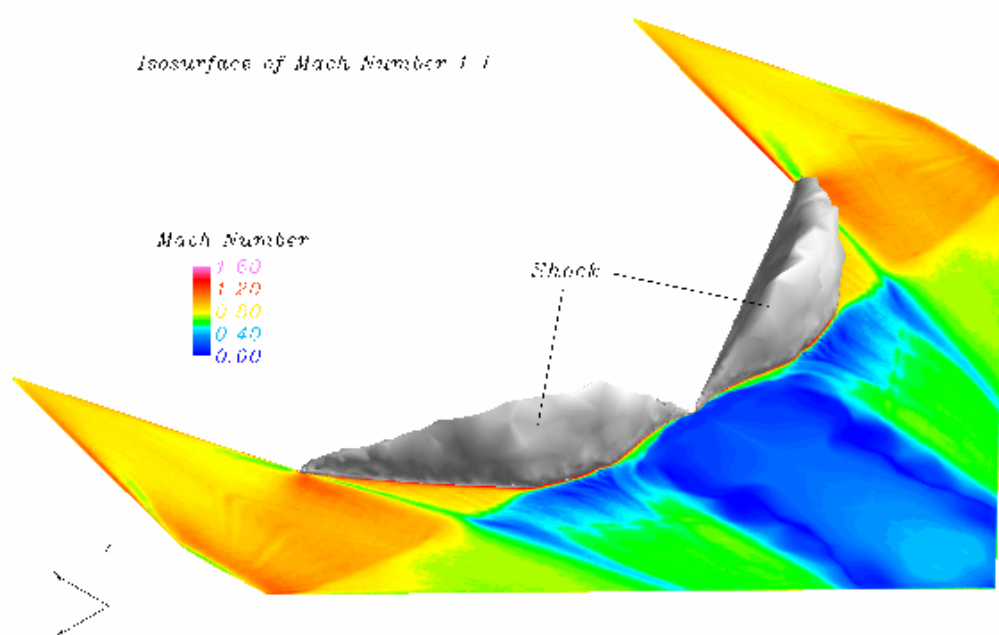


Figura – Visualizzazione tramite numero di Mach superficiale; si nota l'urto in bianco e l'impronta di azione del vortice in azzurro che riesce a tenere attaccato il flusso nella parte finale dell'ala (zona verde fra quelle blu)

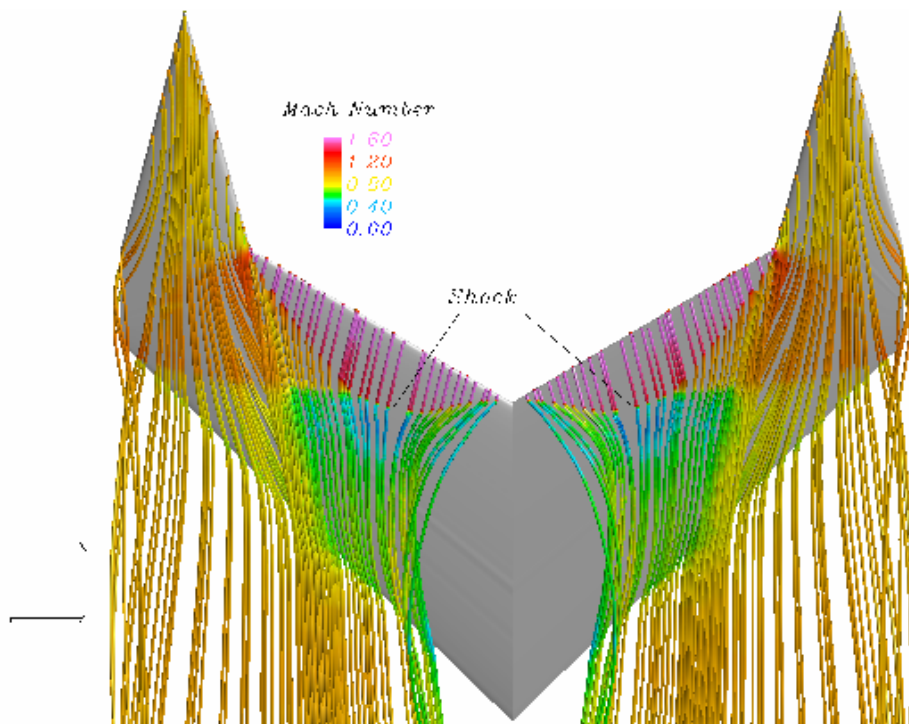


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

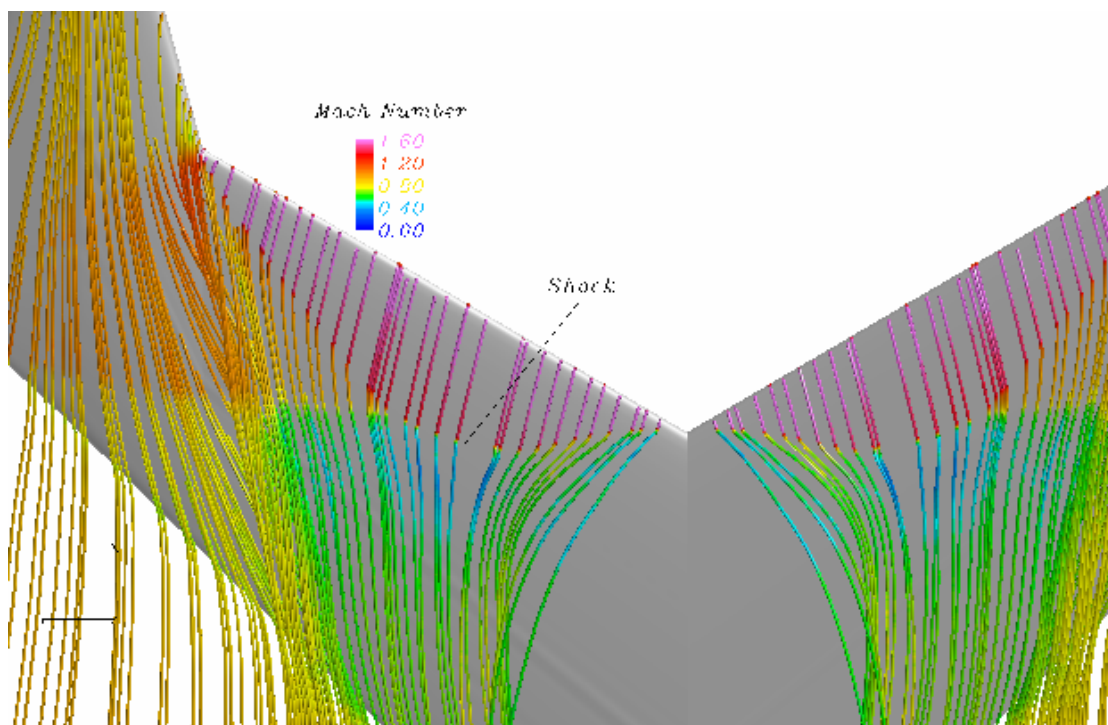


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente; l'urto si può distinguere grazie al salto di velocità molto brusco e anche grazie alla discontinuità che genera nelle linee di corrente stesse

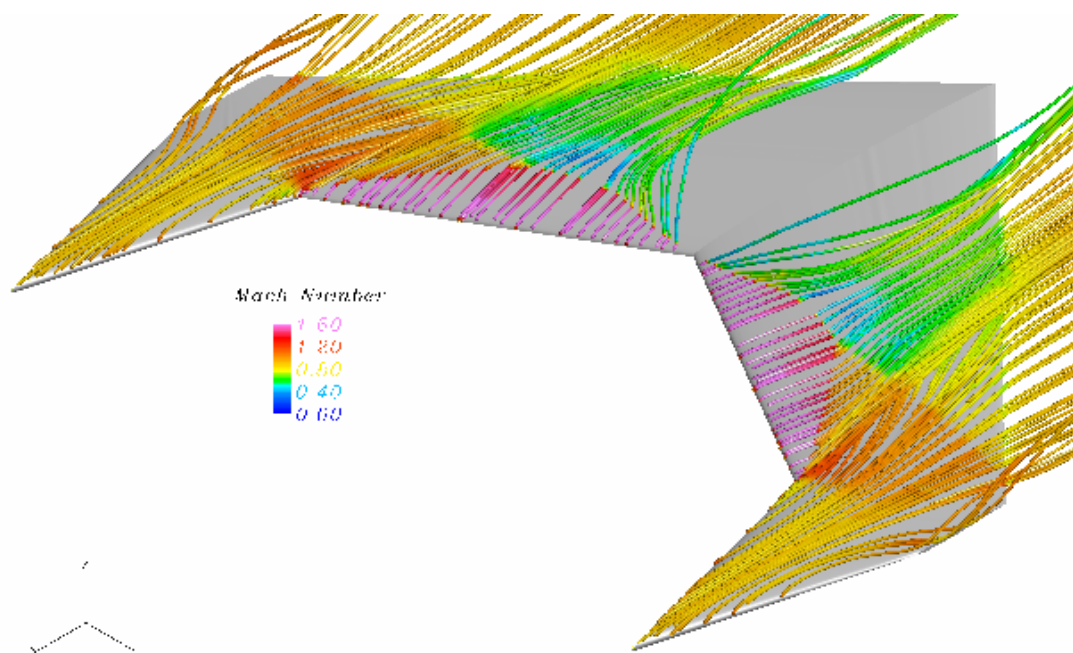


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

15 GRADI

Se escludiamo una piccola parte, nella zona vicino al “*kink*”, adesso l’ala interna è completamente stallata in quanto siamo oltre l’incidenza massima dei profili. Quindi il flusso si separa direttamente senza accelerare. Questo provoca una riduzione delle dimensioni dell’urto

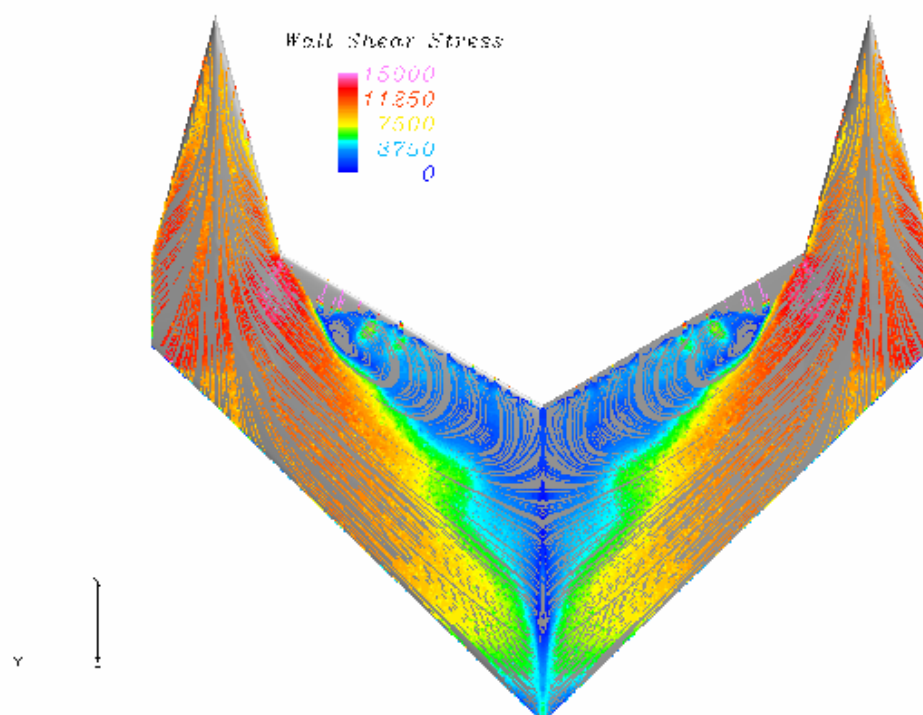


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente superficiali; notare l’ampia zona di influenza del vortice della delta interno

Inoltre aumenta la superficie dell'ala influenzata dal vortice della delta interno che infatti riesce a far tornare attaccato il flusso quasi fino alla radice, anche perché in generale, mancando l'urto, l'energia del flusso in generale in questa zona è maggiore rispetto al caso precedente.

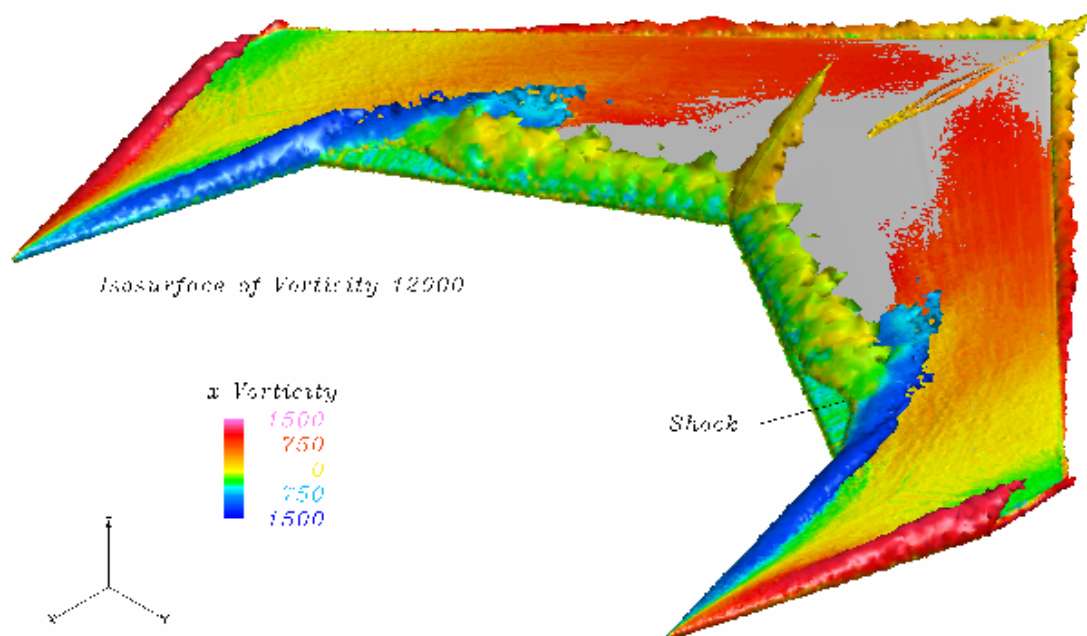


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di vorticità globale; si nota anche l'urto che si forma nella zona del kink

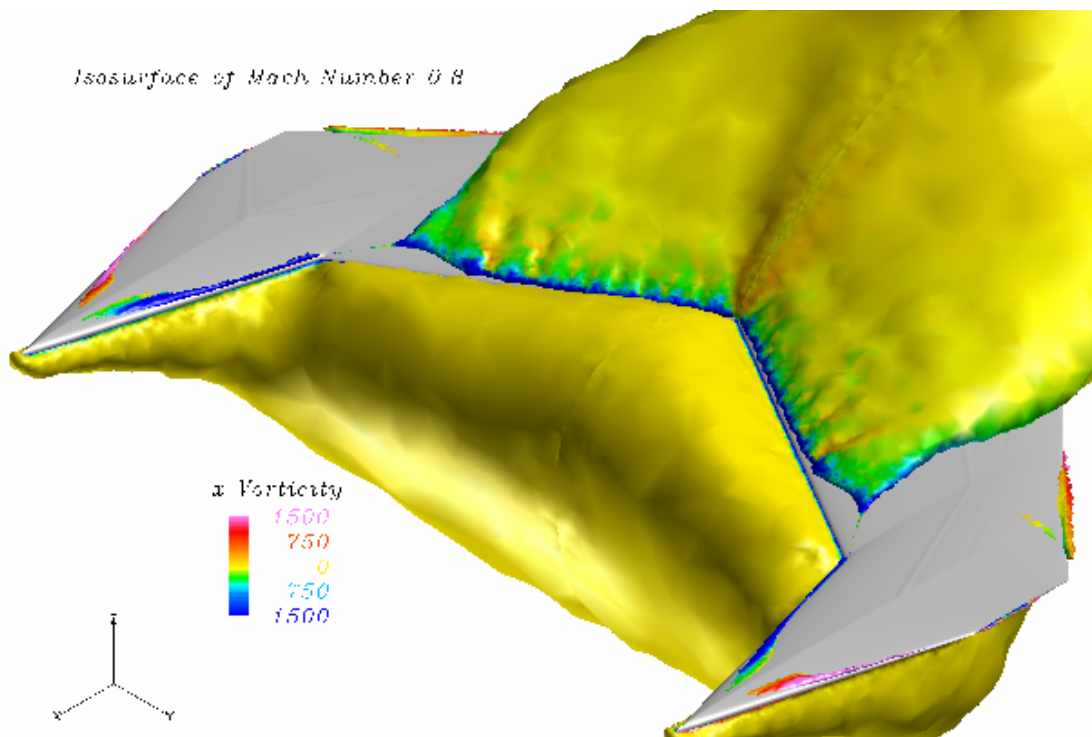


Figura – Visualizzazione tramite isosuperficie di numero di Mach

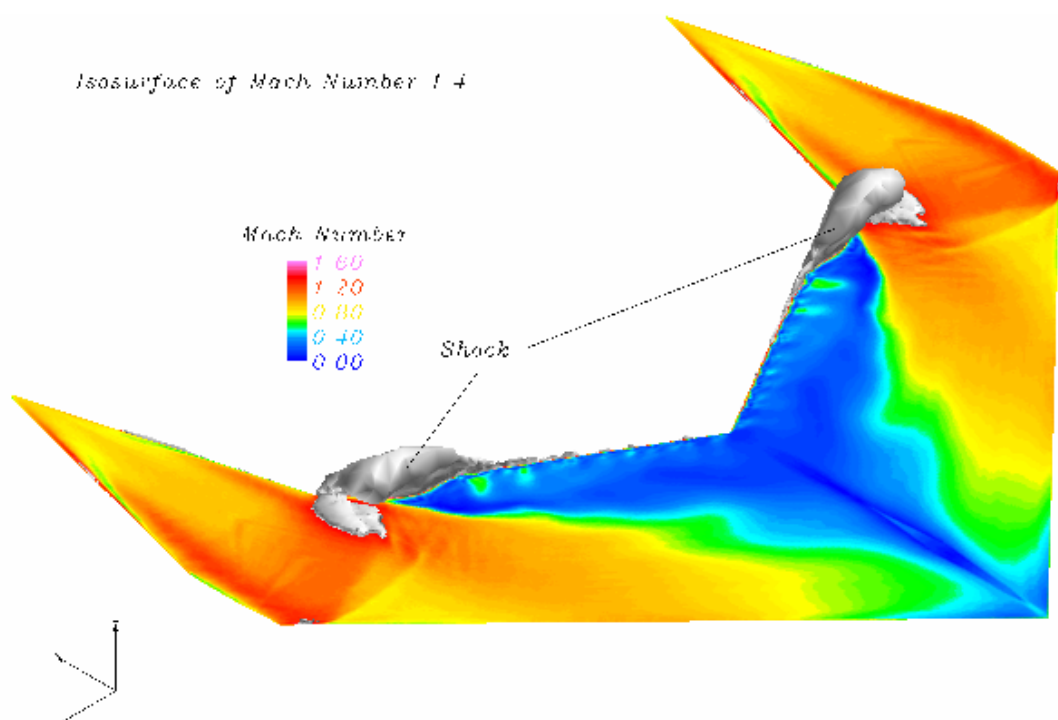


Figura – Visualizzazione tramite numero di Mach superficiale; si nota l’urto (zona bianca) e l’effetto di energizzazione dello strato limite nella zona interna dell’ala, in cui il flusso accelera

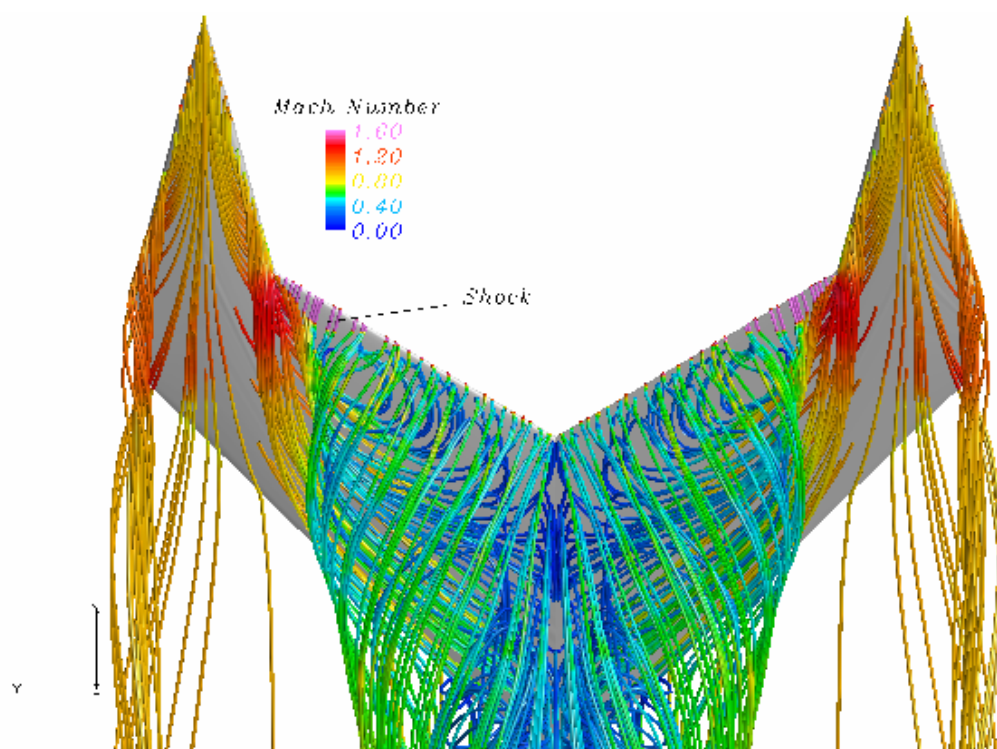


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente; si vede chiaramente l’influenza del vortice della delta interno sull’ala

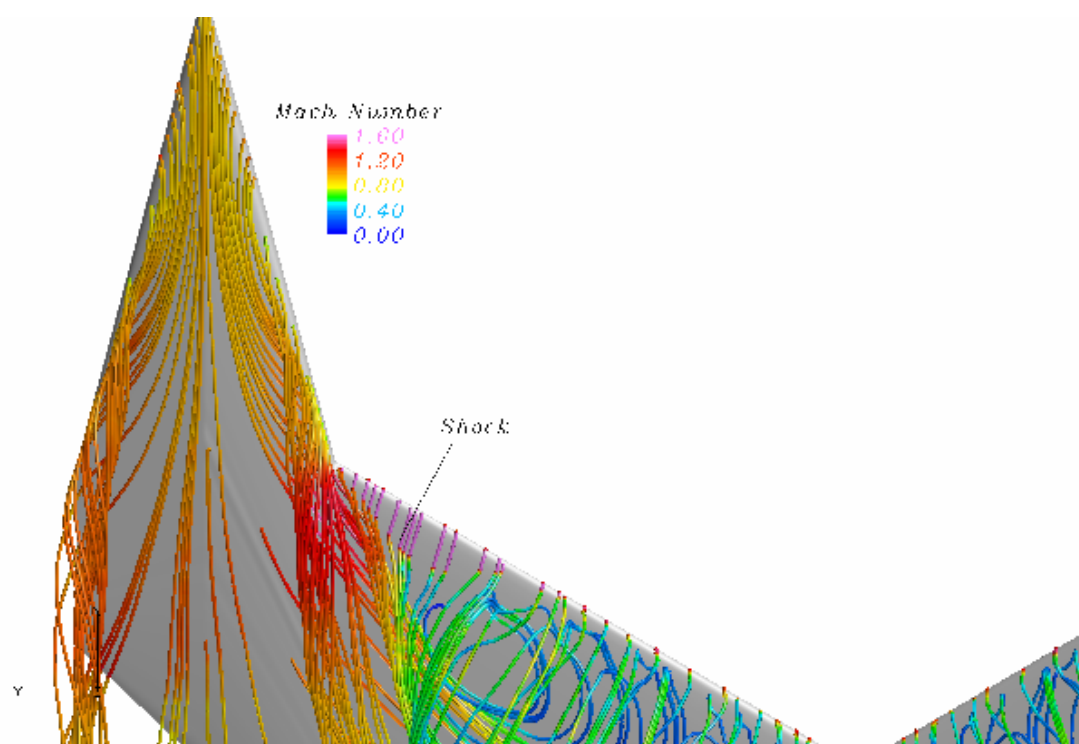


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente; ingrandimento della zona in cui appare l'urto

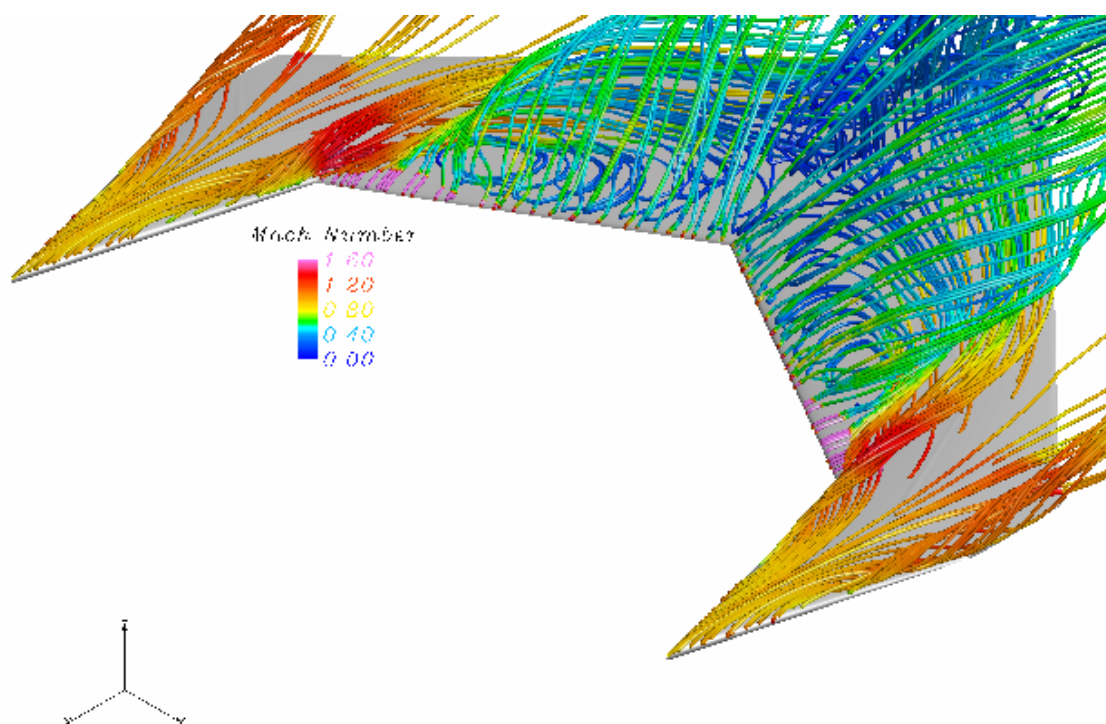


Figura – Visualizzazione tramite linee di corrente

7 – CONCLUSIONI

Nonostante la campagna di prove eseguita non ha permesso di esplorare completamente l'involuppo previsto per l'ala, anche con queste due semplici polari è possibile esprimere un giudizio sulla *NSDT* nonché delinearne eventuali miglioramenti per futuri progetti.

Per prima cosa verranno analizzati i dati ottenuti sull'ala, in seguito si andrà ad ipotizzare un'eventuale configurazione di un caccia della generazione successiva che risponda ai seguenti requisiti, frutto dei trend attuali e comunque alla base dello sviluppo del programma *NSDT*

- ✓ Capacità di supermanovrabilità e di manovrabilità elevata in campo transonico
- ✓ Riduzione della traccia radar il più possibile
- ✓ Capacità di crociera supersonica senza l'ausilio di post – bruciatore

Ovviamente questi non solo i soli requisiti, tuttavia rappresentano quelli più importanti dal punto di vista della progettazione aerodinamica della cellula.

7.1 – SVILUPPI FUTURI PER LA NSDT

Come si è visto uno dei principali problemi dell'ala è il basso valore di $C_{L_{max}}$ in basso subsonico, che in primis influenzerebbe pesantemente sulle prestazioni in decollo ed in atterraggio. Questo comporta quindi la naturale adozione di superfici di ipersostentazione sia di bordo di attacco che di bordo di uscita in grado di aumentare le prestazioni nel punto di stallo.

Inoltre, come visto negli altri progetti, tali superfici sarebbero anche coadiuvanti nell'aumentare le prestazioni in manovra.

Un altro aspetto fondamentale risulta essere il “*burst*” asimmetrico dei vortici della delta. Sfruttando questo fattore, sempre nell'ottica di aumentare le caratteristiche di post-stallo, si ipotizzerebbe di cambiare la freccia dell'ala nel seguente modo

- ✓ Aumentare la freccia del lato interno della delta fino ad 80° ; questo dovrebbe in primis ridurre l'asimmetria del “*burst*” ed inoltre aumentare la forza del vortice interno che poi è quello che svolge il maggiore effetto benefico sullo strato limite a valle
- ✓ Aumentare la freccia dell'ala interna portandola da -30° a -42° , innalzandone così l'incidenza di stallo. Inoltre questa modifica porterebbe ad un aumento delle interazioni al “*kink*” e quindi uno spostamento dell'intero sistema di vortici verso l'interno con una maggiore superficie alare coinvolta nel processo di energizzazione dello strato limite.
- ✓ Aumentata la freccia della parte interna dell'ala sarebbe quindi possibile aumentare anche lo spessore percentuale dei profili in questa zona portandolo intorno ad un valore pari al 6%; questo oltre ad avere un ovvio beneficio dal punto di vista strutturale, comporterebbe anche un innalzamento dell'incidenza di stallo del profilo e quindi un aumento del range di incidenze in cui l'efficienza è superiore a 10.

Infine si consiglia l'installazione, nella zona della delta, dei “*vortex flap*” in grado di aumentare l'efficienza in manovra ed anche in atterraggio.

7.2 – INTEGRAZIONE DELLA NSDT SU UN IPOTETICO CACCIA DI NUOVA GENERAZIONE – PROGETTO PREDATOR

Nello sviluppo di questa configurazione, studiata seguendo quasi esclusivamente i requisiti aerodinamici, è stata cercata anche un'integrazione di prima approssimazione con la riduzione della traccia radar, aspetto molto sentito nei progetti moderni e talvolta di difficile integrazione con le prestazioni aerodinamiche.

Altri fattori sono stati tralasciati volutamente in quanto al di fuori degli obbiettivi del seguente elaborato.

Lo studio di un aereo che adottasse la tecnologia NSDT ha portato all'attenzione verso le seguenti scelte architettoniche della configurazione finale

- ✓ Layout integrale con motori immersi nella fusoliera, possibilmente con lo scarico di coda posizionato sopra la linea centrale, per ridurre le emissioni infrarosse verso l'emisfero inferiore
- ✓ Utilizzo di una configurazione a tre superfici in tandem, ovvero canard, ala, stabilizzatori di coda orizzontali, per ottimizzare la distribuzione del carico, aumentare la velocità di risposta in beccheggio. Inoltre una volta terminato il transitorio del comando utilizzare il timone di coda per trimmare la configurazione ed il canard per produrre un effetto benefico di interazione dei vortici prodotti con le superfici a valle
- ✓ Utilizzo di piani di coda orizzontali a freccia negativa per ridurre la traccia radar
- ✓ Utilizzo di piani di coda verticali a freccia negativa ed inclinati verso l'esterno per ridurre la traccia radar
- ✓ Utilizzo di piani di coda verticali a freccia negativa per ritardarne lo stallo ed aumentarne l'efficienza ad elevate incidenze
- ✓ Utilizzo di pinne ventrali per aumentare la stabilità direzionale ad elevate incidenze
- ✓ Ampio utilizzo di “*chines*” sia per ridurre la traccia radar sia per aumentare la stabilità direzionale alle elevate incidenze sia per aumentare la portanza globale prodotta
- ✓ Aumento della superficie globale a valle dell'ala per fornire un adeguato momento di “*pitch down*” ad elevate incidenze

Oltre a questi accorgimenti principali sono stati presi in considerazione altri dispositivi di controllo per migliorare le prestazioni sia di dinamica che di meccanica del volo, soprattutto alle elevate incidenze

- ✓ Utilizzo di “*nose strakes*” per il comando di imbardata alle elevate incidenze

- ✓ Utilizzo di dispositivi di bordo di attacco e di bordo di uscita “*full span*” a corda costante in apertura
- ✓ Utilizzo di superfici sul ventre dell’aereo, localizzate nella zona di coda, da deflettere verso il basso per aumentare il momento di “*pitch down*”, i cosiddetti “*strake flaps*”
- ✓ Utilizzo di estremità completamente mobili nei timoni di coda verticali
- ✓ Utilizzo di superfici mobili alle estremità laterali dell’ala per ottimizzare il comando di rollio a tutte le incidenze
- ✓ Utilizzo di ugelli di coda bidimensionali parzialmente schermati dai piani di coda orizzontali per ridurre le emissioni infrarosse
- ✓ Utilizzo di spinta vettoriale “*omni directional*”

Il tutto ha portato allo sviluppo della configurazione chiamata “*PREDATOR*” illustrata nella figura sottostante

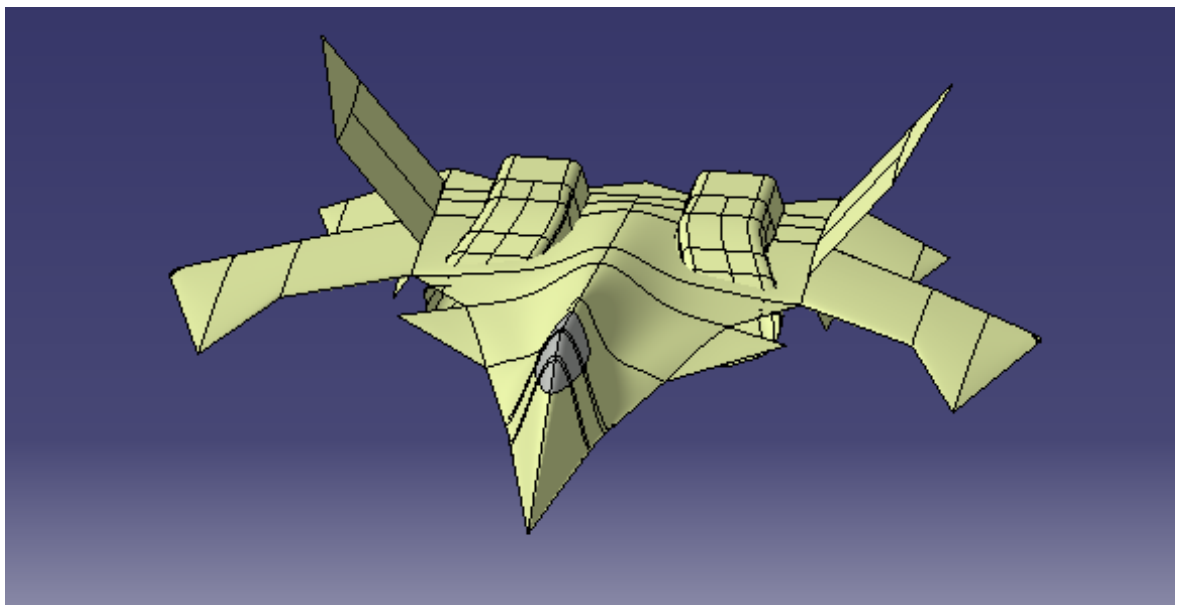


Figura – Progetto Predator

Come si vede oltre alla *NSDT* l’aereo incorpora anche gli altri dispositivi, studiati principalmente per aumentarne la manovrabilità e la supermanovrabilità

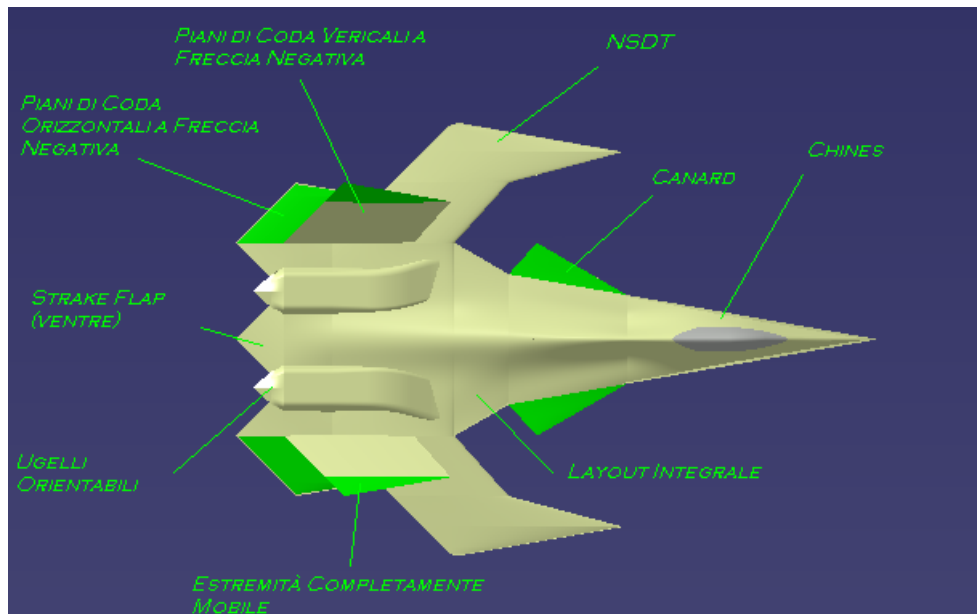


Figura – Particolari delle soluzioni aerodinamiche utilizzate nel progetto Predator

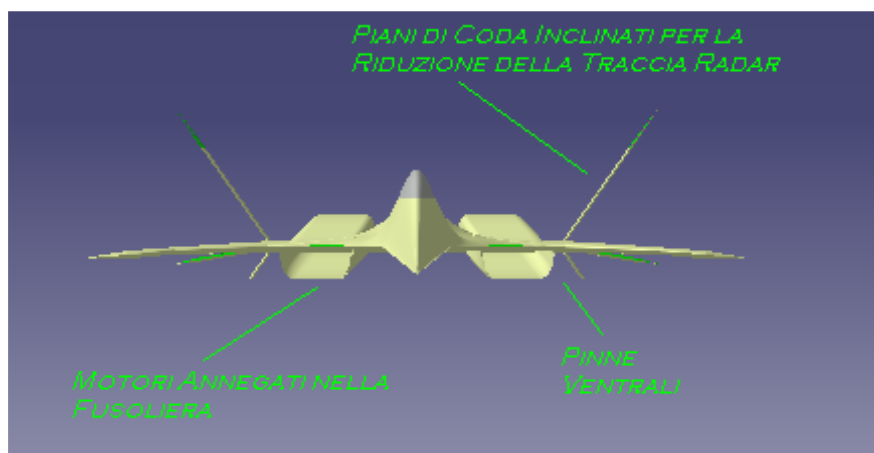


Figura – Vista frontale del Predator

Ovviamente questo è uno studio di primo livello e sono necessari ulteriori approfondimenti per ottimizzare la configurazione. Inoltre devono essere trattati anche gli aspetti strutturali e di meccanica del volo, lavori tuttavia esuli da questo operato.

RINGRAZIAMENTI

Volevo ringraziare in primis il professor Lombardi per avermi dato la possibilità di realizzare questa tesi e per aver sopportato le mie continue domande , mossa dalla mia curiosità nell'argomento.

Un sentito ringraziamento anche a tutti i ragazzi del laboratorio di aerodinamica applicata che si sono sempre offerti di aiutarmi; l'adempimento di questo elaborato è anche merito loro.

Un grazie a tutti gli amici dell'università e di Pisa e non che mi hanno accompagnato nel corso di questi 5 intensi anni.

Infine grazie Annalisa per avermi sopportato in questi 6 mesi di lavoro.

BIBLIOGRAFIA

1. Nguyen X.Vinh – “Flight Mechanics of High Performance Aircrafts”
2. Jack N.Nielsen – “Missile Aerodynamics”
3. Robert L.Shaw – “Fighter Combat : Tactics and Maneuvering”
4. Ray Whitford – “Fundamentals of Fighter Design”
5. Yefim Gordon – “Famous Russian Aircrafts : Mikoyan MiG 29”
6. Yefim Gordon – “Famous Russian Aircrafts : Sukhoi Su 27”
7. Mason W.H. – “Configuration Aerodynamics Class” – Virginia University
8. Ferri Antonio – “Elements of Aerodynamics of Supersonics Flows”
9. Bandu N.Pamadi – “Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes”
10. David C.Jenn – “Radar and Laser Cross Section Engineering”
11. Bray Derek – “Course on Aircraft Aerodynamics & Fligh Mechanics” – Cranfield University

FONTI INTERNET

1. www.ntrs.nasa.gov
2. www.sukhoi.org
3. www.rta.nato.int